

НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ УКРАЇНИ
«КИЇВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ
імені ІГОРЯ СІКОРСЬКОГО»
МЕХАНІКО-МАШИНОБУДІВНИЙ ІНСТИТУТ
КАФЕДРА ДИНАМІКИ І МІЦНОСТІ МАШИН ТА ОПОРУ МАТЕРІАЛІВ

«На правах рукопису»
УДК _____

«До захисту допущено»
Завідувач кафедри
_____ Сергій ПИСКУНОВ
«__» _____ 2020 р.

Магістерська дисертація
на здобуття ступеня магістра
за освітньо-професійною програмою «Динаміка і міцність машин»
зі спеціальності 131 «Прикладна механіка»
на тему: «Проектування та аналіз міцності рейок сидінь (seat track) та
балок підлоги в зоні центроплана пасажирського літака»

Виконав (-ла):
студент (-ка) VI курсу, групи МП-91мп
Сосновський Ілля Вікторович _____

Керівник:
д.т.н., доцент,
Сидоренко Юрій Михайлович _____

Рецензент:
д.т.н., проф.
Данильченко Ю.М. _____

Засвідчую, що у цій магістерській
дисертації немає запозичень з праць інших
авторів без відповідних посилань.
Студент (-ка) _____

Київ – 2020 року

Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»
Механіко-машинобудівний інститут
Кафедра динаміки і міцності машин та опору матеріалів

Рівень вищої освіти – другий (магістерський)

Спеціальність – 131 «Прикладна механіка»

Освітньо-професійна програма – «Динаміка і міцність машин»

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

_____ Сергій ПИСКУНОВ

« ____ » _____ 2020 р.

ЗАВДАННЯ
на магістерську дисертацію студенту
Сосновський Ілля Вікторович

1. Тема дисертації «Проектування та аналіз міцності рейок сидінь (seat track) та балок підлоги в зоні центроплана пасажирського літака», науковий керівник дисертації Сидоренко Юрій Михайлович, д.т.н., доцент, затверджені наказом по університету від « ____ » _____ 2020 р. № ____
2. Термін подання студентом дисертації: 10.12.2020 р.
3. Об'єкт дослідження: рейка сидінь в зоні центроплана пасажирського літака.
4. Предмет дослідження: проектування рейок сидінь для оптимальних місць кріплення сидінь, відповідно до вимог FAA / EASA
5. Перелік завдань, які потрібно розробити:
 - 1) Отримати необхідні для аналізу властивості рейки сидінь;
 - 2) Побудувати скінченно-елементну модель елемента конструкції з прикладеними в заданих місцях навантаженнями і обмеженнями.
 - 3) Визначити критичні місця конструкції для подальшого аналізу;

- 4) Провести розрахунки з визначення відповідних значень коефіцієнтів запасу міцності рейки сидінь.
- 5) Узагальнити отримані результати розрахунку.

6. Орієнтовний перелік графічного (ілюстративного) матеріалу – 6 і більше.

7. Орієнтовний перелік публікацій – 1 і більше.

8. Дата видачі завдання: 01.09.2020 р.

Календарний план

№ з/п	Назва етапів виконання магістерської дисертації	Термін виконання етапів магістерської дисертації	Примітка
1	Аналіз літератури	01.09.20 - 19.09.20	
2	Визначення особливостей роботи конструкції та підготовка кінцево-елементної моделі	20.09.20 – 09.10.20	
3	Дослідження НДС конструкції	10.10.20 – 31.10.20	
4	Порівняння результатів аналітичного аналізу з кінцево-елементною моделлю	01.11.20 – 19.11.20	
5	Розробка стартап-проекту та формулювання висновків з роботи	20.11.20 – 10.12.20	

Студент _____

Ілля СОСНОВСЬКИЙ

Науковий керівник _____

Юрій СИДОРЕНКО

TABLE OF CONTENTS

ABBREVIATIONS.....	5
INTRODUCTION.....	6
SECTION 1	8
SECTION 2.....	12
Materials and Allowable	13
Design Loads.....	15
Assumptions	16
Section Summary.....	30
SECTION 3.....	32
1. Conservative Analysis.....	32
Seat Track Bending	32
Seat Track Shear	41
Seat Track Bearing	42
Fastener Check.....	43
Appendix A.....	44
2. Nastran/Patran FEM Analysis	51
Section Summary.....	54
4. STARTUP PROJECT	56
CONCLUSIONS	67

ABBREVIATIONS

A – cross – sectional area

F_{tu} – tensile ultimate stresses

F_{cy} – compressive yield stress

F_{su} – shear ultimate stresses

F_{bru} – bearing ultimate stresses

f_{comp} – acting compression stresses in section

f_{tens} – acting tension stresses in section

f_{br} – acting bearing stresses in section

M_{allow} – maximum allowable bending moment

M_x – acting bending moment about x axis

P – force that acts on the section

t – thickness of detail

INTRODUCTION

High competition in the passenger airliner market requires manufacturers to constantly improve passenger comfort while meeting all safety requirements. Increasing comfort for business class passengers is achieved by installing additional fittings (dividers, footrests folding high-comfort seats). All these changes lead to an increase in the mass of the structure, in connection with which there is a need to improve the design of fastening fittings to the floor beams, as well as to select the optimal configurations of the location of the seats for a more uniform transfer of the load to the floor beams.

This paper will be devoted to the design of passenger Seat Track using standard analytical and FE-modeling methods to design the optimal seat attachment locations to satisfy FAA/EASA/Internal requirements.

To achieve the set goals, it was necessary to solve such problems:

1. Get all required for analysis properties of seat track;
2. Build adequate FE-model with applying specified loads and constraints, and find critical locations for analysis;
3. Define critical locations of structure for further analysis;
4. Perform stress calculations using to define appropriate values of seat track margins of safety;
5. Summarize obtained results of the analysis.

ВСТУП

Висока конкуренція на ринку пасажирських авіалайнерів вимагає від виробників постійного підвищення комфорту пасажирів при дотриманні всіх вимог безпеки. Підвищення комфорту для пасажирів бізнес-класу досягається за рахунок установки додаткового обладнання (перегородок, підніжок відкидних сидінь підвищеної комфортності). Всі ці зміни призводять до збільшення маси конструкції, в зв'язку з чим виникає необхідність удосконалення конструкції кріплень до балок полу, а також вибору оптимальних конфігурацій розташування сидінь для більш рівномірної передачі навантаження на балки полу.

Дана робота буде присвячена проектуванню пасажирських рейок сидінь з використанням стандартних аналітичних методів і методів кінцево-елементного моделювання для проектування оптимальних місць кріплення сидінь, відповідно до вимог FAA / EASA

Для досягнення поставлених цілей необхідно було вирішити такі завдання:

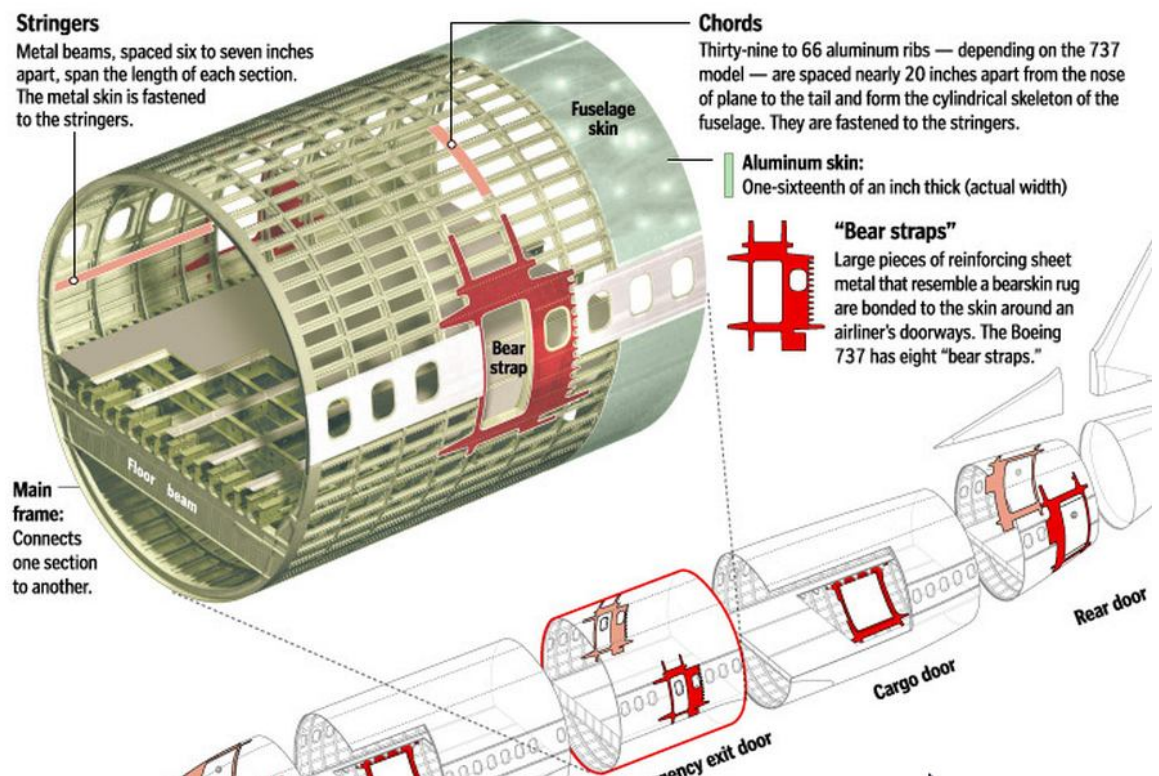
1. Отримати необхідні для аналізу властивості рейки сидінь;
2. Побудувати скінченно-елементну модель елемента конструкції з прикладеними в заданих місцях навантаженнями і обмеженнями;
3. Визначити критичні місця конструкції для подальшого аналізу;
4. Провести розрахунки з визначення відповідних значень коефіцієнтів запасу міцності рейки сидінь;
5. Узагальнити отримані результати розрахунку.

SECTION 1

Fuselage Structure

A typical fuselage is a semi-monocoque structure acting as a beam that consists of the outer fuselage skin, stringers or longerons, frames, and bulkheads. The fuselage is also a pressure vessel and the hoop tension pressure loads are applied directly to the skin. The fuselage skin carries the cabin pressurization loads as well as the shear from the applied external transverse and torsional loads.

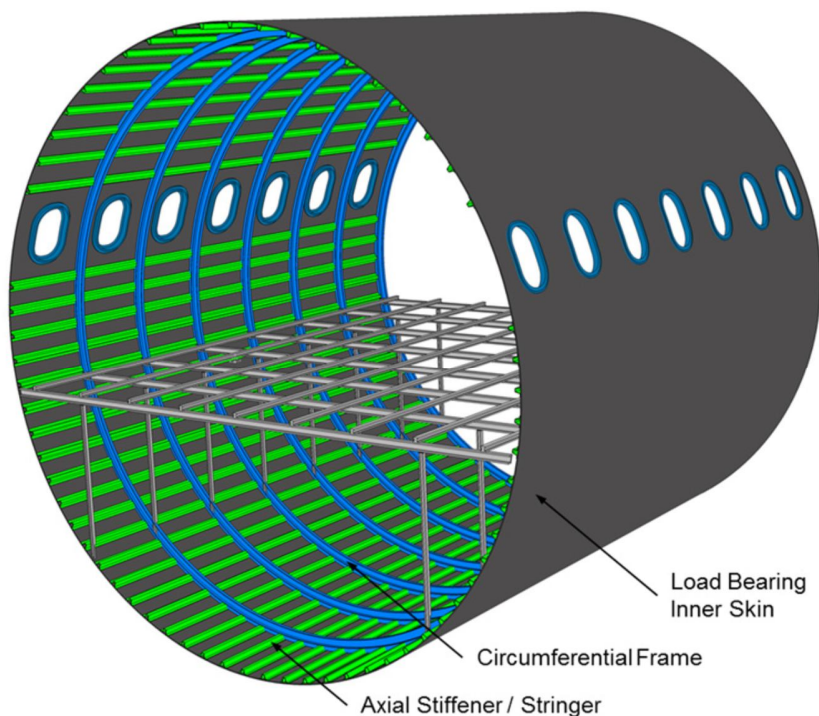
The stringers, or longerons, carry the major axial forces resulting from the fuselage bending moment. Stringers also serve to stabilize the fuselage skin in compression. Skin and stringers work together to carry the fuselage lateral and vertical bending loads. Fuselage skins and stringers are the primary load path in the fuselage.



Frame members are used to maintain the shape of the fuselage and also to reduce the column length of the stringers in compression. Frames also provide locations to introduce loads into the skin and stringers.

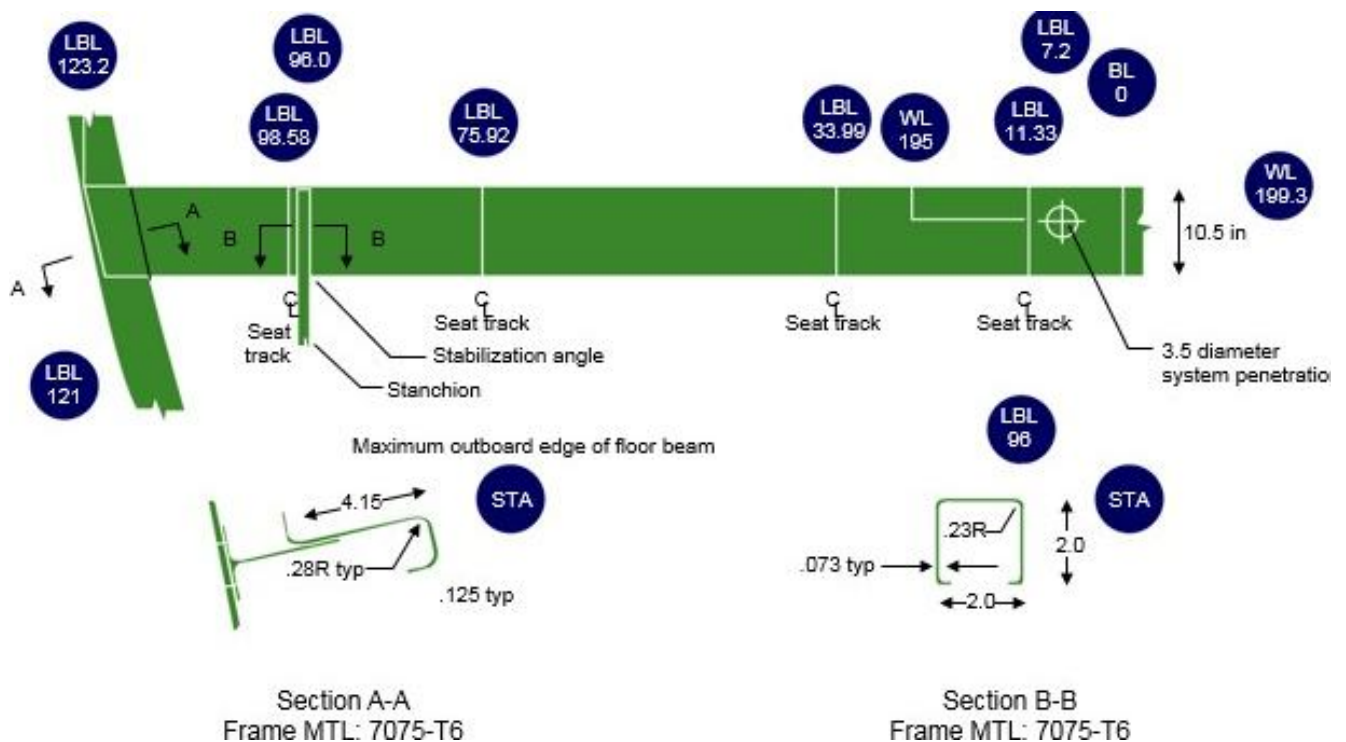
Some frames are reinforced and enlarged to permit the introduction of large concentrated loads such as landing gear or wing loads. These frames are often referred to as bulkheads. Two important bulkheads are the forward and aft pressure bulkhead that form the ends of the pressure vessel. These bulkheads typically only carry pressure loads.

The payloads (seats, galleys, lavatories, etc.) and other dead weight loads are applied to the floor beams and/or the frames and transferred through shear ties to the skin.



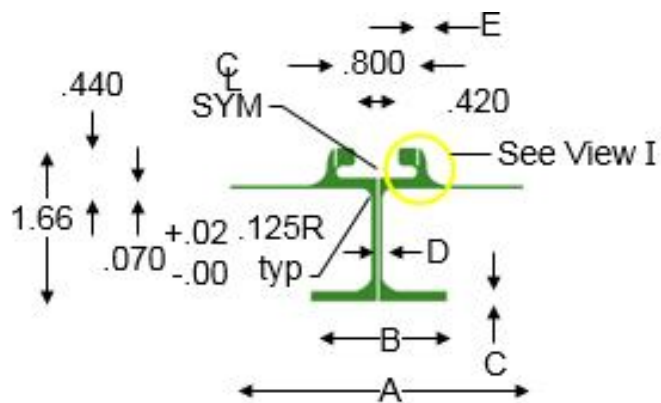
Floor Beam

Floor beams are part of a redundant floor structure that support the passenger seats, galleys, etc. The floor beams are supported at the ends by the frames and are further supported by two floor stanchions. Seat tracks run over the floor beams and attach to the floor beam upper chords or beam webs. The seat tracks are attached to the floor beams to transfer the loads from seats, etc. to the beams and to ensure that the floor beams work together to carry the applied loads. The floor grid (floor beams plus seat tracks) is covered by floor panels that attach to the seat tracks and may attach to the floor beam upper chords.



Seat Track

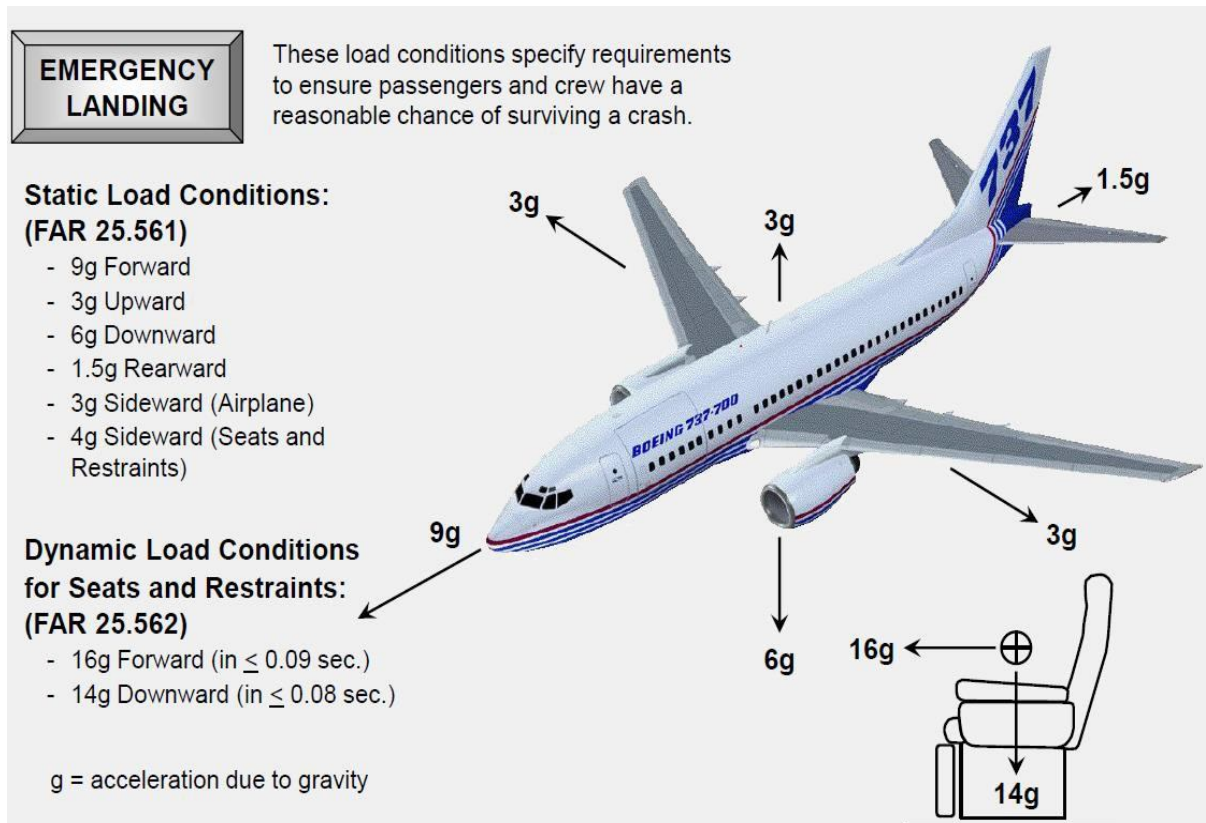
Along the beam there are places for connecting with seat track, through which comes the load from the weight of the passengers. Loads vary along the beam, so beam designed with vary geometry of cross-section along the span. On Fig is shown arrangement of the beam span: zones, seat track coordinates, stiffener locations and stanchions and frame.



A	B	C	D	E	R
3.12 (138)	1.60	.14	.085	.19	.26

Airplane load

Floor structure ultimate loads are defined by limit load multiplied by a factor of safety of 1.5. (Limit loads are the maximum loads expected in service.) The seat track must be designed to meet a variety of conditions including flight loads, decompression loads and emergency landing loads.



Since the calculation is carried out according to a foreign method, all calculations are performed in the American measurement system:

$$\text{psi} - \left[\frac{\text{pound}}{\text{inch}^2} \right] = 6894,757 \text{ [Pa]}$$

$$\text{lbs} - [\text{pound}] = 4.54 \text{ [N]}$$

$$\text{in} - [\text{inch}] = 25.4 \text{ [mm]}$$

Design philosophy

The main regulatory instrument, which are subject to certification aircraft manufacture type is FAR-25 / JAR-25

Loaded

The requirements identified through exploitative strength and load calculation. In the absence other directions under a given load understand operational load.

In the absence of other indications loads acting in the air, on land and on water, must be balanced inertia forces of all parts of the aircraft. The distribution of these loads can be rough or should accurately reflect actual conditions.

If deformation under load design significantly alter the distribution of external or internal loads, this redistribution must be considered.

Safety factor

If no other instructions, safety factor is assumed to be 1.5. In it multiply specified operating load, considered as external load on the structure. If the loading conditions defined through computational load, multiplied by a factor of safety is not necessary, unless otherwise indicated.

The strength and deformation

The design should withstand the effect of operating loads without hazardous plastic deformation. With all the loads of performance including, deformation structures should not affect the safety of operation.

The construction is estimated to withstand the load without breaking for 3s. However, when structural strength is confirmed by dynamic tests imitating real load conditions, the requirement is not imposed 3c.

Static tests performed to design load should take into account the movement and deformation of action of these loads. If you are using analytical techniques conformity requirements of strength under design load, must show that:

Impact slight deformation;

Deformations that occur are fully taken into account in the calculations.

Conditions emergency landing

The design of the aircraft must be such that even if damaged aircraft in the below conditions emergency landing on land or water ensured the safety of all passengers and crew members.

The design of the aircraft must be such that the passengers and crew was available real opportunity to avoid serious injury during emergency landing with minor destruction.

For equipment in cargo and passenger cabin of any large masses accepted following:

- 1) These mass should be located so that when they are apart:
 - a) does not directly harm the passengers and crew;
 - b) not penetrated fuel tanks or pipelines or do not result in a fire or explosion due to the destruction of roughly located;
 - c) Do not block any rescue equipment for use during an emergency landing.
- 2) If this is not possible (for example, APU, located in the fuselage), each such mass and its mounts are inclusive to withstand given above for passengers and crew. Local units anchorages strength qi masses should also be provided to load a 1.33

times greater if they are significantly worn frequent permutations (for example, frequently changing interior).

Chairs and some weight (and their support structure) under load, the above should not deform, not to create hindrances rapid evacuation of passengers and crew.

General design considerations

The design of the aircraft not should have the following features and parts, which, as experience has shown, creating emergency conditions or are unreliable. The suitability of parts and components that cast doubt shall be determined by appropriate tests.

Materials

The suitability and durability of materials used for the manufacture of parts, failure of which could adversely affect safety, must:

- a) determined by experience or by trials.
- b) meet approved specifications (TU industries, military technical specifications or technical standards) that ensures strength and other properties taken in numerical data;
- c) evaluated for the effect of environmental conditions expected in service, such as temperature and humidity.

Strength characteristics of materials and their calculated values

Characteristics of strength of materials should be based on a sufficient number of tests so that the calculated value can be set on the basis of statistics.

Calculated values of the characteristics of the material should be selected so as to reduce the possibility of damage due to volatility design properties. With the exception of the requirements listed in paragraphs (e) and (1) of this paragraph, compliance must be shown by selecting design values that provide the material strength with the following probability:

1) 99% - 95% by the confidence interval when applied loads are transmitted through a single element unit whose destruction leads to loss of structural integrity of the unit.

2) 90% - 95% by the confidence interval for statistically undetectable construction in which the destruction of any particular element leads to that applied load safely distributed to other load-bearing elements.

Must be taken into account the impact of environmental conditions such as temperature and humidity, the calculated values used in critical cell sites or construction materials if conditions range aircraft this effect is material.

To be able to perform assessments calculated in accordance with paragraph should be identified 25,571 range and statistically reasonable level estimates of fatigue and fracture of materials design.

Can be used other calculated values of the characteristics of the material, if approved by the competent authority.

Special additional safety factors

The safety factor should be multiplied by coefficients corresponding maximum security to every detail of construction, the strength of which:

- a) unreliable;
- b) may deteriorate in service to the planned replacement;

c) can vary significantly due to imperfections in manufacturing processes or methods of control.

Analysis aviation materials.

Another long been a major material used to manufacture aircraft bearing structure was wood. It is known that tree - a natural composite material that has a perfect set of specific characteristics. However, wood is easily exposed to the environment without any additional processing that greatly reduces its performance and durability.

So metallurgists have long sought a material that would set specific characteristics relatively high weight and was thus easy to manufacture and use.

Moving along the historical timeline, the most commonly used materials in aircraft after the trees were metallic materials. Their use is allowed to change the approach to the use of internal volume of the aircraft and secured reduce catastrophic damage cases in separate parts of the design in the air.

However, these materials are also exposed to the environment - corrosion, aging, significantly reducing their characteristics. To increase the service life of these materials is necessary to use additional methods of processing, technology of materials and designs with them. All this increases the price of the final product.

In recent decades actively introduced in the aviation industry composites.

Composite materials (composites km) - artificial materials composed of two or more heterogeneous and insoluble in each other component, interconnected physical and chemical bonds.

One component is a composite reinforcement, or filler, providing the required mechanical properties of the material and the other components - a matrix that provides collaboration reinforcing elements. As used matrix polymer, metal, ceramic

and carbon materials, depending on the type of composite materials which acquire common name.

Additional components that serve as reinforcing material, glass, boric, carbon, organic, Whiskers (carbides, borides, nitrides, etc.) And metal wires that have high strength and hardness. In forming compositions used effectively individual properties of the constituent elements of the compositions.

The properties of composites depend on the composition component ratio and the strength of the connection between them. Combining the volumetric component parts can be depending on the purpose to obtain materials with the required values of strength, heat resistance, modulus of elasticity or receive the necessary compositions with special properties, such as magnetic, etc.

Composite materials have high specific strength, stiffness, high wear resistance, fatigue strength. With them you can make normal sizes design. Composite materials are very promising structural materials for aerospace industry.

But some composites have drawbacks: high cost, anisotropy properties, increased knowledge-based production, the need for special expensive equipment and raw materials, and therefore a developed industrial and scientific base.

Composite materials are classified according to the geometry of the filler in its location and nature of the matrix component layout fillers in nature component, composite material structure.

However, composites today are still not analyzed and tested, so their number is far inferior to the main aluminum alloy used for the design of structures - 2024 and 7075.

Also, to date, has documented facts using additive technology in the aircraft industry – manufacturing parts using 3D-printing. This detail may produce both metallic materials and plastic. This technology allows us to produce parts more complex forms when a mechanical by make them difficult or impossible.

Specification	AMS 4045 and AMS-QQ-A-250/12 ^a																				
Form	Sheet								Plate												
Temper	T6 and T62 ^b								T651												
Thickness, in.	0.008-0.011	0.012-0.039	0.040-0.125		0.126-0.249		0.250-0.499		0.500-1.000		1.001-2.000		2.001-2.500		2.501-3.000		3.001-3.500		3.501-4.000		
Basis	S	A	B	A	B	A	B	A	B	A	B	A	B	A	B	A	B	A	B	A	B
Mechanical Properties:																					
F_{tu} , ksi:																					
L	...	76	78	78	80	78	80	77	79	77	79	76	78	75	77	71	73	70	72	66	68
LT	74	76	78	78	80	78	80	78	80	78	80	77	79	76	78	72	74	71	73	67	69
ST	70 ^c	71 ^c	66 ^c	68 ^c	65 ^c	67 ^c	61 ^c	63 ^c
F_{ty} , ksi:																					
L	...	69	72	70	72	71	73	69	71	70	72	69	71	66	68	63	65	60	62	56	58
LT	63	67	70	68	70	69	71	67	69	68	70	67	69	64	66	61	63	58	60	54	56
ST	59 ^c	61 ^c	56 ^c	58 ^c	54 ^c	55 ^c	50 ^c	52 ^c
F_{CP} , ksi:																					
L	...	68	71	69	71	70	72	67	69	68	70	66	68	62	64	58	60	55	57	51	52
LT	...	71	74	72	74	73	75	71	73	72	74	71	73	68	70	65	67	61	64	57	59
ST	67	70	64	66	61	63	57	59
F_{su} , ksi:																					
L	...	46	47	47	48	47	48	43	44	44	45	44	45	44	45	42	43	42	43	39	41
F_{br}^d , ksi:																					
(e/D = 1.5)	...	118	121	121	124	121	124	117	120	117	120	116	119	114	117	108	111	107	110	101	104
(e/D = 2.0)	...	152	156	156	160	156	160	145	148	145	148	143	147	141	145	134	137	132	135	124	128
F_{br}^d , ksi:																					
(e/D = 1.5)	...	100	105	102	105	103	106	97	100	100	103	100	103	98	101	94	97	89	93	84	87
(e/D = 2.0)	...	117	122	119	122	121	124	114	118	117	120	117	120	113	117	109	112	104	108	98	103
e , percent (S-Basis):																					
LT	5	7	...	8	...	8	...	9	...	7	...	6	...	5	...	5	...	5	...	3	...
E , 10 ³ ksi	10.3								10.3												
E_T , 10 ³ ksi	10.5								10.6												
G , 10 ³ ksi	3.9								3.9												
μ	0.33								0.33												
Physical Properties:																					
ω , lb/in. ³	0.101																				
C , K , and α	See Figure 3.7.7.0																				

- a Mechanical properties were established under MIL-QQ-A-250/12.
- b Design allowables were based upon data obtained from testing T6 temper sheet and from testing samples of sheet, supplied in the O or F temper, which were heat treated to demonstrate response to heat treatment by suppliers. Properties obtained by the user may be lower than those listed if the material has been formed or otherwise cold-worked, particularly in the annealed temper, prior to solution heat treatment.
- c Caution: This specific alloy, temper, and product form exhibits poor stress-corrosion cracking resistance in this grain direction. It corresponds to an SCC resistance rating of D, as indicated in Table 3.1.2.3.1(a).
- d Bearing values are "dry pin" values per Section 1.4.7.1. See Table 3.1.2.1.1.

Figure 1 - The main mechanical characteristics of the material 7075

Specification	AMS 4037 and AMS-QQ-A-250/4 ^a																		AMS-QQ-A-250/4 ^a		
Form	Sheet					Plate													Sheet	Plate	
Temper	T3					T351													T361		
Thickness, in.	0.008-0.009	0.010-0.128	0.129-0.249			0.250-0.499	0.500-1.000			1.001-1.500	1.501-2.000			2.001-3.000	3.001-4.000			0.020-0.062	0.063-0.249	0.250-0.500	
Basis	S	A	B	A	B	A	B	A	B	A	B	A	B	A	B	A	B	S	S	S	
Mechanical Properties:																					
F_{bu} , ksi:																					
L	64	64	65	65	66	64	66	63	65	62	64	62	64	60	62	57	59	68	69	67	
LT	63	63	64	64	65	64	66	63	65	62	64	62	64	60	62	57	59	67	68	66	
ST	52 ^b	54 ^b	49 ^b	51 ^b	
F_{ty} , ksi:																					
L	47	47	48	47	48	48	50	48	50	47	50	47	49	46	48	43	46	56	56	54	
LT	42	42	43	42	43	42	44	42	44	42	44	42	44	42	44	41	43	50	51	49	
ST	38 ^b	40 ^b	38 ^b	39 ^b	
F_{cy} , ksi:																					
L	39	39	40	39	40	39	41	39	41	39	40	38	40	37	39	35	37	47	48	46	
LT	45	45	46	45	46	45	47	45	47	44	46	44	46	43	45	41	43	53	54	52	
ST	46	48	44	47	
F_{su} , ksi	39	39	40	40	41	38	39	37	38	37	38	37	38	35	37	34	35	42	42	41	
F_{bru}^c , ksi:																					
(e/D = 1.5)	104	104	106	106	107	97	100	95	98	94	97	94	97	91	94	86	89	111	112	109	
(e/D = 2.0)	129	129	131	131	133	119	122	117	120	115	119	115	119	111	115	106	109	137	139	135	
F_{bry}^c , ksi:																					
(e/D = 1.5)	73	73	75	73	75	72	76	72	76	72	76	72	76	72	76	70	74	82	84	81	
(e/D = 2.0)	88	88	90	88	90	86	90	86	90	86	90	86	90	86	90	84	88	97	99	96	
e , percent (S-Basis):																					
LT	10	d	...	d	...	12	...	8	...	7	...	6	...	4	...	4	...	8	9	9 ^e	
E , 10 ³ ksi	10.5					10.7													10.5	10.7	
E_s , 10 ³ ksi	10.7					10.9													10.7	10.9	
G , 10 ³ ksi	4.0					4.0													4.0	4.0	
μ	0.33					0.33													0.33	0.33	
Physical Properties:																					
ω , lb/in.	0.100																				
C , K , and α	See Figure 3.2.4.0																				

a Mechanical properties were established under MIL-QQ-A-250/4..

b Caution: This specific alloy, temper, and product form exhibits poor stress corrosion cracking resistance in this grain direction. It corresponds to an SCC resistance rating of D, as indicated in Table 3.1.2.3.1(a).

c Bearing values are "dry pin" values per Section 1.4.7.1. See Table 3.1.2.1.1.

d See Table 3.2.4.0(c).

e 10% for 0.500 inch.

Figure 2 – The main mechanical characteristics of the material 2024

FORM	Extrusions		
CONDITION	Annealed		
THICKNESS, IN	≤ 2.000		2.001 – 3.000
BASIS	A	B	S
F_{tu} , ksi ①			
L	130	137	130
LT ②	130	137	130
F_{ty} , ksi			
L	116	120	120
LT ②	116	120	120
F_{cy} , ksi			
L	120	129	120
LT	125	130	129*
F_{su} , ksi	84	88	83*
F_{sy} , ksi ③	77	80	78*
F_{bru} , ksi			
e/D=1.5	193	203	193*
e/D=1.7	211	222	211*
e/D=2.0	238	250	238*
F_{bry} , ksi			
e/D=1.5	157	162	162*
e/D=1.7	167	173	173*
e/D=2.0	183	189	189*
Elong., % ④			
L		10	
LT ②		8	
μ , Elastic		0.31	
E , 10^6 psi		16.9	
E_c , 10^6 psi		17.2	
G , 10^6 psi		6.5	

Figure 3 - The main mechanical characteristics of the material in Ti-6Al-4V

SECTION 2

This Paper provides structural analysis of the SEAT TRACK.

General overview of SEAT TRACK is shown .

Seat Track cross section profile is shown in Figure 4.

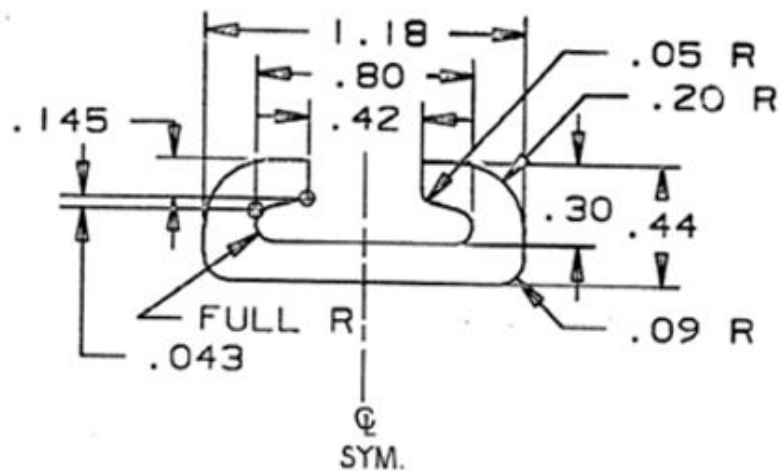


Figure 4 Seat Track Section

The subjected seat track is installed via BACB30NN5K5 bolts to wing box longitudinal floor beam upper T-chord at mouse hole locations.

Materials and Allowable

Seat track is made of 7178-T6511 Aluminum

F_{tu} , ksi	① L LT	88 84
F_{ty} , ksi	L LT	80 75
F_{cy} , ksi	L LT	78 82
F_{su} , ksi		44
F_{bru} , ksi	$e/D=1.5$ $e/D=1.7$ $e/D=2.0$	114 125 141
F_{bry} , ksi	$e/D=1.5$ $e/D=1.7$ $e/D=2.0$	104 107 112
μ , Elastic		.33
E , 10^6 psi	Primary	10.5
E_c , 10^6 psi	Primary	10.7
G , 10^6 psi		3.90

Figure 5 Seat Track Allowables

Shape factors (for Plastic Bending analysis): $nti = 41$ and $ntu = 19$ were used for Aluminum Extrusion.

Fastener and nut allowable for Seat Track installation shown in Table 1:

Table 1 Fastener Allowables

Fastener Type		Tension, lbs	Shear, lbs
Bolt	BACB30NN5K5	9260	7250
Nut	NAS1805-5L	9900	-

Upper Chord of Floor Beam is made of Aluminum

F_{tu} , ksi	⑤	
L		72
LT		66
F_{ty} , ksi		
L		61
LT		53
F_{cy} , ksi		
L		61
LT		56
F_{su} , ksi		
L		41
LT		39
F_{sy} , ksi	⑥	
L		35
LT		32
F_{bru} , ksi L<		
e/D=1.5		94
e/D=2.0		122
F_{bry} , ksi L<		
e/D=1.5		76
e/D=2.0		87

Figure 6 Upper Chord Material Allowable

Design Loads

The seat track is required to withstand the load factors found in Table 2. This load factors are referenced from the following:

- 14CFR 25.561(AMDT 25-23)
- Boeing Documents

Table 2 FAA and Boeing Requirements

Load Attitude	14CFR 25.561 (AMDT 25-23)	Boeing/Faa Ultimate Load Factors	Critical Load Cases
Forward	9.0G	9.0G	9.0G
Down	4.5G	4.7G	4.7G
Side	1.5G	1.5G	1.5G
Up	2.0G	2.0G	2.0G
Aft	---	1.5G	1.5G
Down+Side*	---	1.5G Down + 1.5G Side	1.5G Down + 1.5G Side
Long**+Up	---	---	---
Long**+Down	---	1.5G Long +1.5G Down	1.5G Long +1.5G Down

Note:

* Left and Right

** Forward and Aft

Assumptions

The assumptions made for the analysis are as follows:

1. Seat track is a continuous beam with simple supports at each fastener location (approximately 3" pitch) and with fixed supports at the ends.
2. Lips of the seat track were not accounted in current analysis.
3. The floor beam is not accounted for the seat track analysis. However, seat track analysis with the Floor Beam stiffness accounted is show in section FEM analysis.

The studs carry the seat track loads in Z-direction and the plungers carry the loads in X-direction as shown in Figure 7. The interface loads are schematically shown in Figure 7.

Loading scheme for 9G Forward Load Case

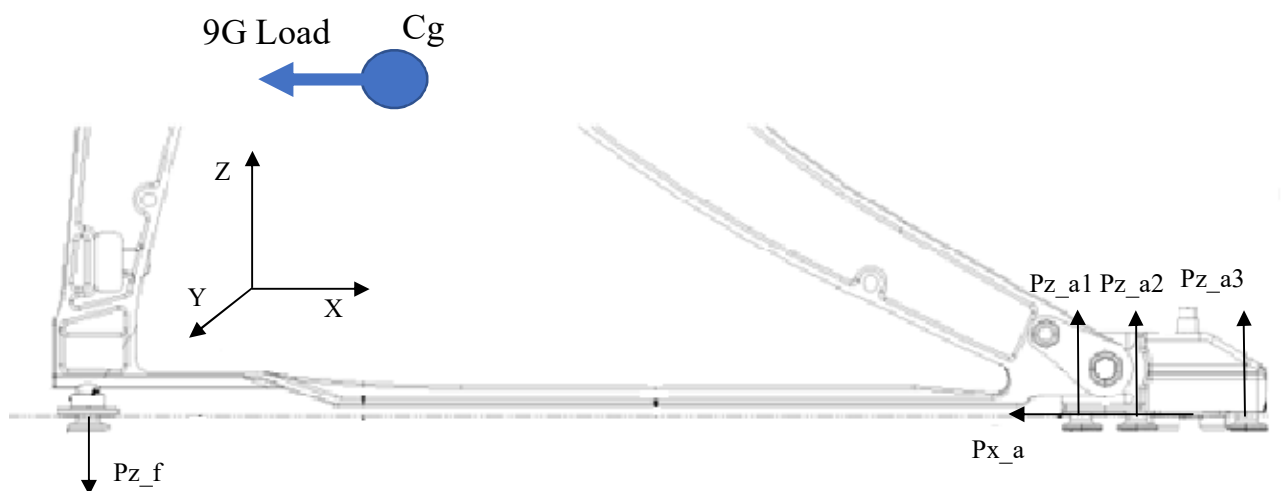


Figure 7 Loading Schemes

Continuous Beam Analysis

The loads are converted to unit loads and then multiplied by the load factors to create appropriate analysis load cases listed in Table 2. Since interface loads for 9G Forward case are much higher than for other emergency or flight/ground cases, the seat track cross section moment of inertia is minimal along global Y axis (corresponding to bending), the analysis of 9G Forward case covers all the cases listed in Table 2.

Three types of the cross sections are subjected to analysis:

- Net area cross section is used for analysis at the fastened zone (refer to Figure 8);
- Net area cross section with beam chord (refer to Figure 9)
- Gross area cross section is used in analysis away from fasteners (refer to Figure 10)

Section A-A represents seat track cross-section that located at attachment point to the floor beam. Seat track analyzed using this cross-section in case when deflection of seat track happened outward the floor beam.

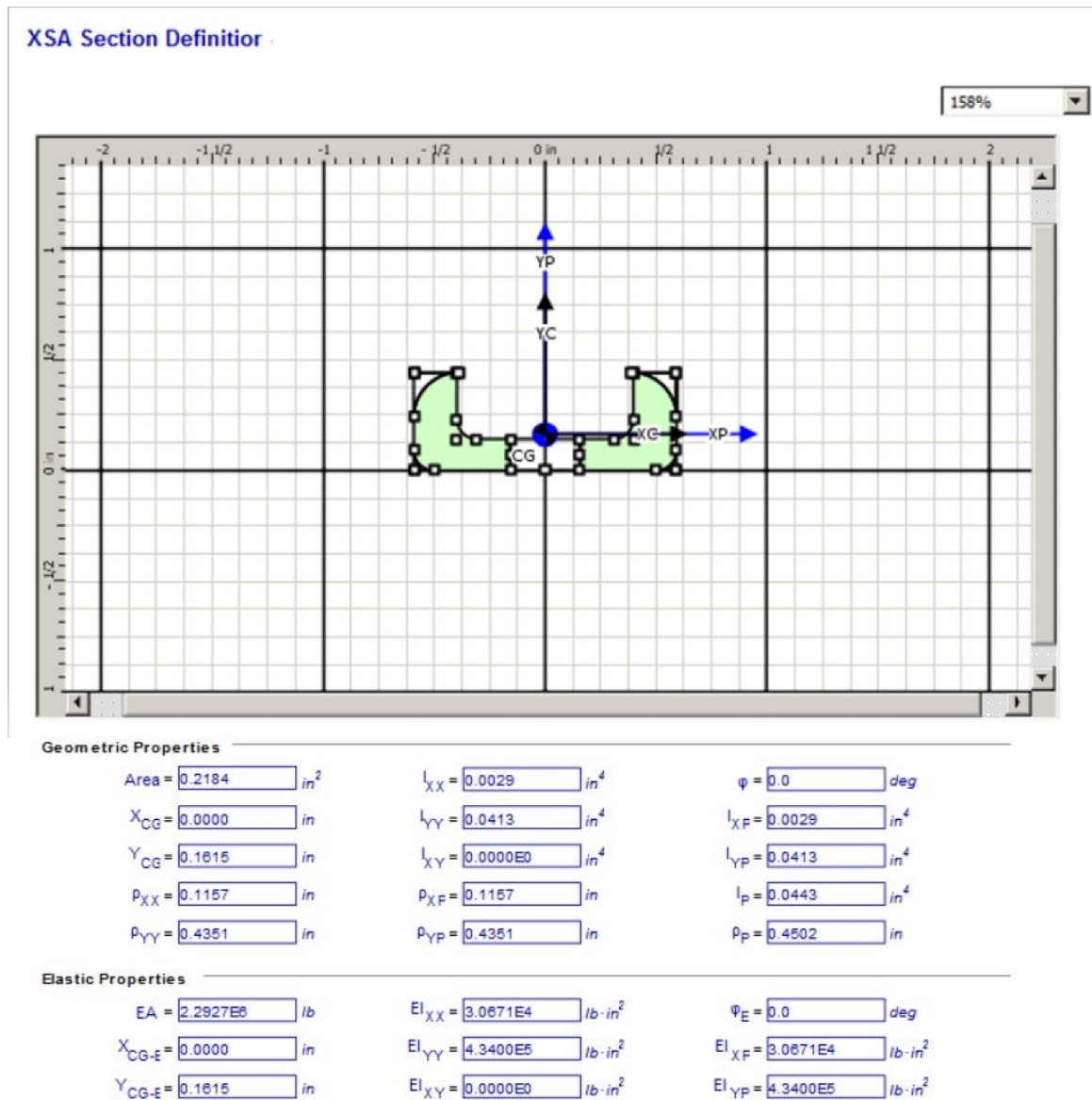


Figure 8 Net Area Cross Section (A-A Section)

Section B-B represents seat track and floor beam upper chord cross-section that located at attachment point to the floor beam. Seat track analyzed using this cross-section in case when deflection of seat track happened toward the floor beam.

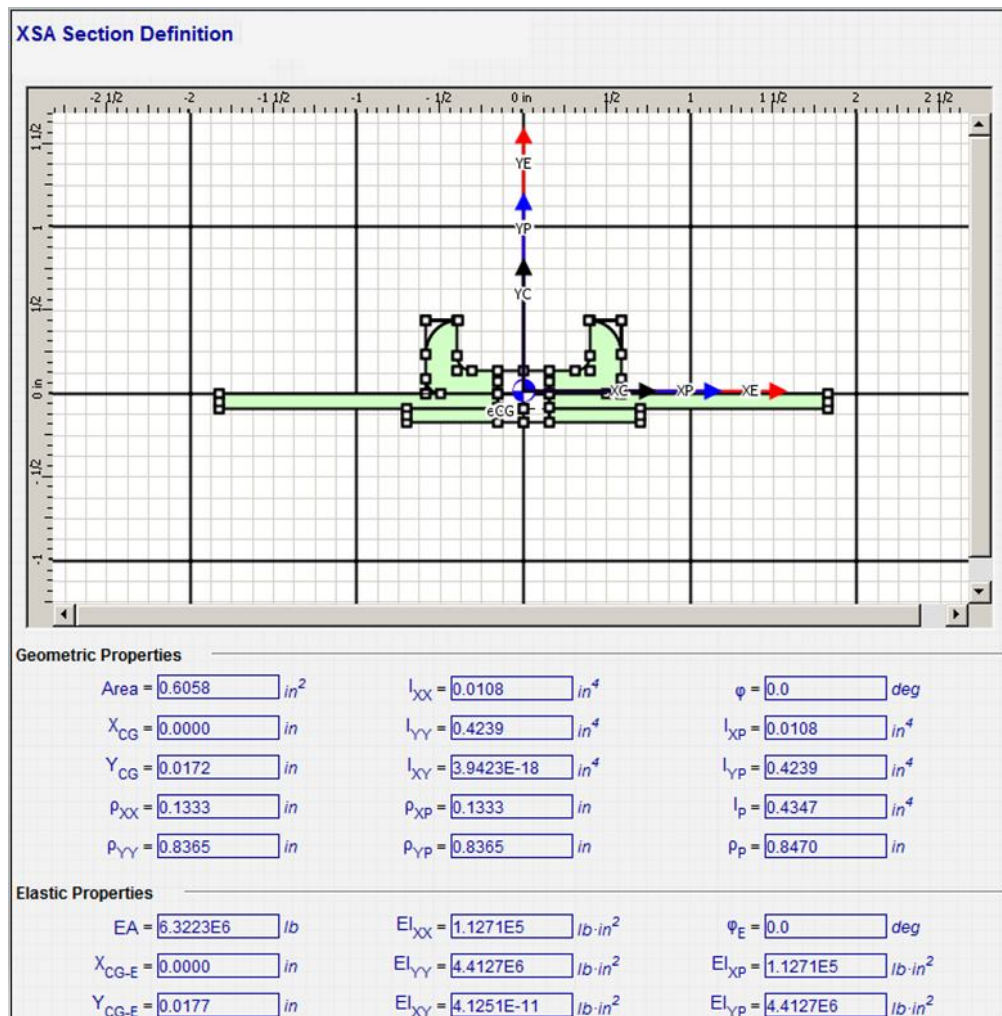


Figure 9 Net Section With Beam Upper Cap (B-B Section)

Section C-C represents seat track cross-section that located away from fasteners.

Seat track analyzed using this cross-section in case when deflection of seat track happened outward of floor beam.

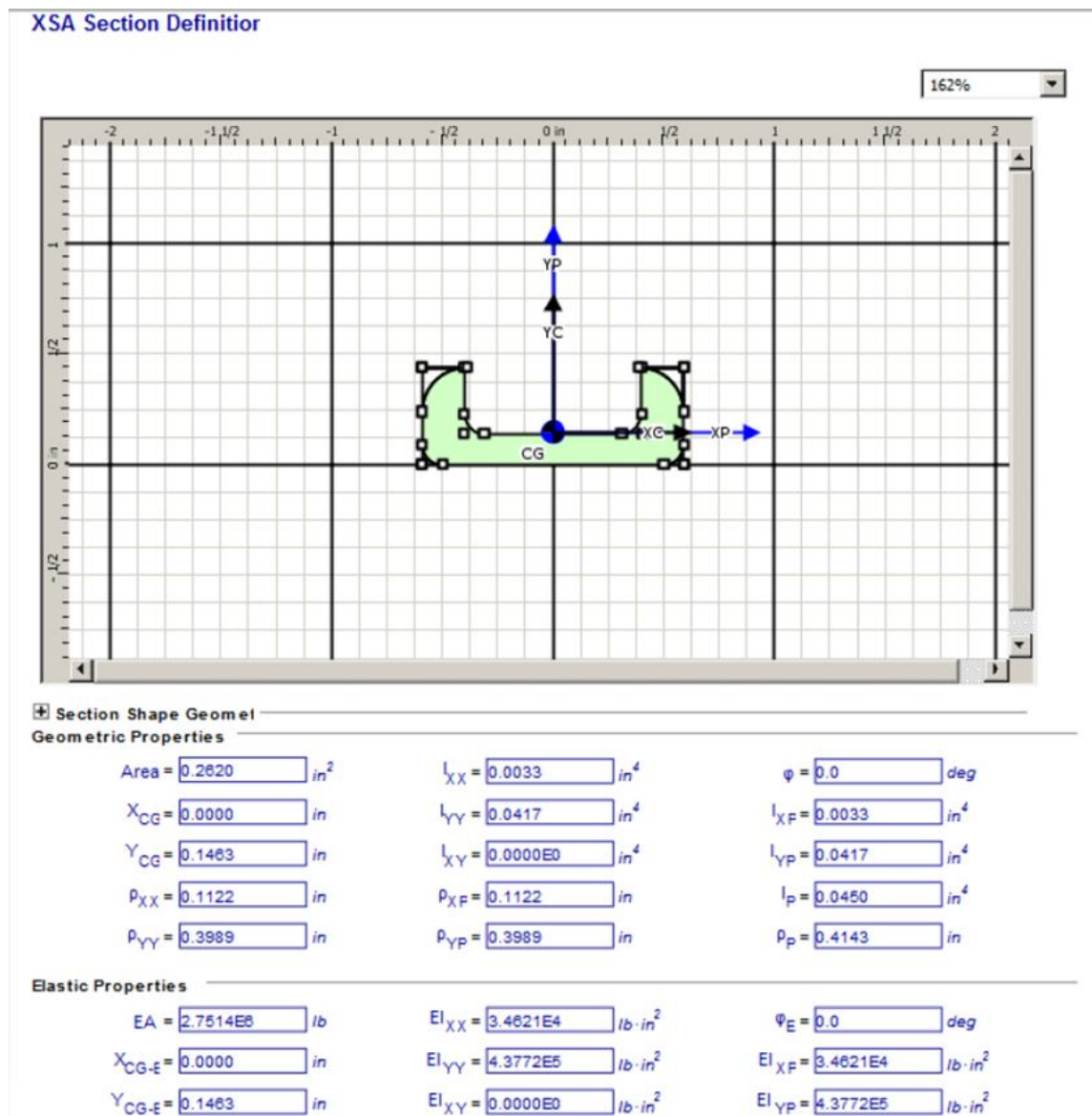


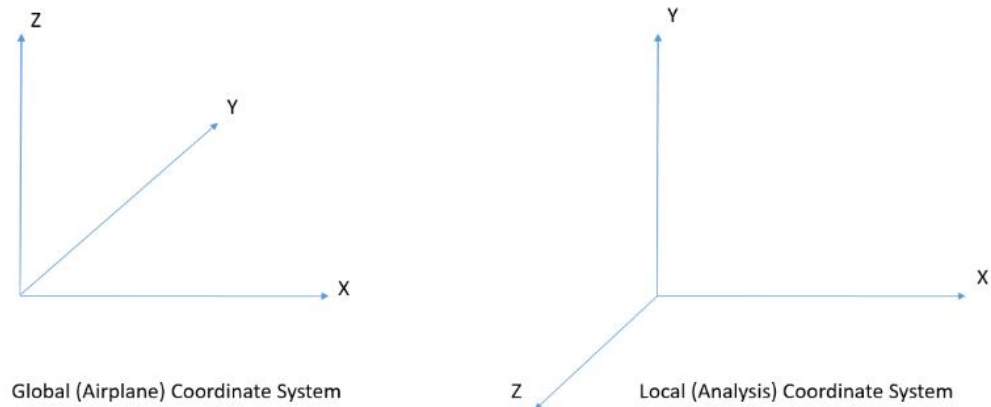
Figure 10 Seat Track Gross Area Cross Section (C-C Section)

Seat track is modeled as the Continuous Beam with a gross cross-section from Figure 10 in CSW tool (Boeing specialized tool) using “Finite Element Analysis for Space Frames” function. The beam model consists of 93 nodes and 92 beam elements between them as shown in Figure below:



Figure 11 Continuous Beam Scheme

Continuous beam analysis is performed in local coordinate system. The correspondence between Analysis (Local) and Airplane (Global) coordinate systems is presented in figure below:



Node locations in global coordinate system are presented in Table 3.

- Note: 1. Attachment point is the location where seat track is attached to the floor beam (inside of the mouse holes)
2. PEC-007 and PEC-105 stand for Premium Economy Class Seats.
3. 15A-18A stand for Business Class Seats.

Table 3 Nodes Description and Location

Node ID	Global (Plane) Coordinates			Constraint/Load Locations	Constraint Type
	X	Y	Z		
1	0	0	0	Attachment point	Fixed
2	2	0	0	Attachment point	Simple Sprt
3	4	0	0	Attachment point	Simple Sprt
4	6	0	0	Attachment point	Simple Sprt
5	9	0	0	Attachment point	Simple Sprt
6	12	0	0	Attachment point	Simple Sprt
7	15	0	0	Attachment point	Simple Sprt
8	15.45	0	0	Seats 15A-16A (S1)	Free
9	18	0	0	Attachment point	Simple Sprt

Node	Global (Plane) Coordinates			Constraint/Load	Constraint
10	21	0	0	Attachment point	Simple Sprt
11	24	0	0	Attachment point	Simple Sprt
12	27	0	0	Attachment point	Simple Sprt
13	30	0	0	Attachment point	Simple Sprt
14	33	0	0	Attachment point	Simple Sprt
15	33.45	0	0	Seats 15A-16A (S2)	Free
16	36	0	0	Attachment point	Simple Sprt
17	36.95	0	0	Seats 15A-16A Furniture (5)	Free
18	39	0	0	Attachment point	Simple Sprt
19	42	0	0	Attachment point	Simple Sprt
20	45	0	0	Attachment point	Simple Sprt
21	48	0	0	Attachment point	Simple Sprt
22	51	0	0	Attachment point	Simple Sprt
23	54	0	0	Attachment point	Simple Sprt
24	55.95	0	0	Seats 17A-18A Furniture (2)	Free
25	57	0	0	Attachment point	Simple Sprt
26	60	0	0	Attachment point	Simple Sprt
27	63	0	0	Attachment point	Simple Sprt
28	66	0	0	Attachment point	Simple Sprt
29	68.45	0	0	Seats 17A-18A (S3)	Free
30	69	0	0	Attachment point	Simple Sprt
31	72	0	0	Attachment point	Simple Sprt
32	75	0	0	Attachment point	Simple Sprt
33	78	0	0	Attachment point	Simple Sprt
34	81	0	0	Attachment point	Simple Sprt
35	84	0	0	Attachment point	Simple Sprt
36	87	0	0	Attachment point	Simple Sprt
37	90	0	0	Attachment point	Simple Sprt
38	92.45	0	0	Seats 17A-18A (S1)	Free
39	93	0	0	Attachment point	Simple Sprt
40	96	0	0	Attachment point	Simple Sprt
41	99	0	0	Attachment point	Simple Sprt
42	102	0	0	Attachment point	Simple Sprt
43	105	0	0	Attachment point	Simple Sprt
44	108	0	0	Attachment point	Simple Sprt
45	110.45	0	0	Seats 17A-18A (S2)	Free
46	111	0	0	Attachment point	Simple Sprt

Node	Global (Plane) Coordinates			Constraint/Load	Constraint
47	113.55	0	0	Seats 17A-18A Furniture (5)	Free
48	114	0	0	Attachment point	Simple Sprt
49	117	0	0	Attachment point	Simple Sprt
50	120	0	0	Attachment point	Simple Sprt
51	123	0	0	Attachment point	Simple Sprt
52	126	0	0	Attachment point	Simple Sprt
53	129	0	0	Attachment point	Simple Sprt
54	132	0	0	Attachment point	Simple Sprt
55	135	0	0	Attachment point	Simple Sprt
56	138	0	0	Attachment point	Simple Sprt
57	141	0	0	Attachment point	Simple Sprt
58	144	0	0	Attachment point	Simple Sprt
59	147	0	0	Attachment point	Simple Sprt
60	150	0	0	Attachment point	Simple Sprt
61	153	0	0	Attachment point	Simple Sprt
62	153.45	0	0	PEC-105 Front Stud	Free
63	156	0	0	Attachment point	Simple Sprt
64	159	0	0	Attachment point	Simple Sprt
65	162	0	0	Attachment point	Simple Sprt
66	165	0	0	Attachment point	Simple Sprt
67	168	0	0	Attachment point	Simple Sprt
68	171	0	0	Attachment point	Simple Sprt
69	171.45	0	0	PEC-105 Rear Stud1	Free
70	172.45	0	0	PEC-105 Rear Stud2	Free
71	173.37	0	0	PEC-105 Plunger	Free
72	174	0	0	Attachment point	Simple Sprt
73	174.45	0	0	PEC-105 Rear Stud3	Free
74	177	0	0	Attachment point	Simple Sprt
75	180	0	0	Attachment point	Simple Sprt
76	183	0	0	Attachment point	Simple Sprt
77	185	0	0	Attachment point	Simple Sprt
78	188	0	0	Attachment point	Simple Sprt
79	190	0	0	Attachment point	Simple Sprt
80	191.45	0	0	PEC-007 Front Stud	Free
81	193	0	0	Attachment point	Simple Sprt
82	196	0	0	Attachment point	Simple Sprt
83	199	0	0	Attachment point	Simple Sprt
84	202	0	0	Attachment point	Simple Sprt

Node	Global (Plane) Coordinates			Constraint/Load	Constraint
85	205	0	0	Attachment point	Simple Sprt
86	208	0	0	Attachment point	Simple Sprt
87	209	0	0	PEC-007 Rear Stud1	Free
88	210	0	0	PEC-007 Rear Stud2	Free
89	211	0	0	Attachment point	Simple Sprt
90	211.35	0	0	PEC-007 Plunger	Free
91	212	0	0	PEC-007 Rear Stud3	Free
92	214	0	0	Attachment point	Simple Sprt
93	216	0	0	Attachment point	Fixed

The applied loads and node IDs under 9G Forward case are shown in Figure 12.

The loads are presented in local coordinate system, which is called “Global” in CSW function.

The resulting internal forces and moments obtained from analysis are shown in Table 4 . Internal component distribution is shown in Figure 13.

Load Def

Number of Load: = 18

	Node ID	Coord Sys	FX [lb]	FY [lb]	FZ [lb]	MX [lb-in]	MY [lb-in]	MZ [lb-in]
1	8	Global	0.00	-2472.37	-642.17	0.00	0.00	0.00
2	15	Global	-2409.81	2472.37	738.97	0.00	0.00	0.00
3	17	Global	-1199.66	1344.73	-1801.22	0.00	0.00	0.00
4	24	Global	-1530.70	-142.44	-80.44	0.00	0.00	0.00
5	29	Global	-298.64	-0.01	-339.00	0.00	0.00	0.00
6	38	Global	0.00	-2472.37	-642.17	0.00	0.00	0.00
7	45	Global	-2409.81	2472.37	738.97	0.00	0.00	0.00
8	47	Global	-1199.66	1344.73	-1801.22	0.00	0.00	0.00
9	62	Global	0.00	-3671.30	0.00	0.00	0.00	0.00
10	69	Global	0.00	1325.30	0.00	0.00	0.00	0.00
11	70	Global	0.00	1249.20	0.00	0.00	0.00	0.00
12	71	Global	-3396.70	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00
13	73	Global	0.00	1096.80	0.00	0.00	0.00	0.00
14	80	Global	0.00	-3692.20	0.00	0.00	0.00	0.00
15	87	Global	0.00	1366.10	0.00	0.00	0.00	0.00
16	88	Global	0.00	1264.60	0.00	0.00	0.00	0.00
17	90	Global	-3284.50	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00
18	91	Global	0.00	1061.60	0.00	0.00	0.00	0.00

Figure 12 9G Forward Load Case

Table 4 Continuous Beam Analysis Results

ID	Node ID	Seg ID	Fx [lb]	Fy [lb]	Fz [lb]	Mx [lb-in]	My [lb-in]	Mz [lb-in]
1	1	1	0.0000	0.5606	0.1455	0.0000	-0.0970	0.3737
2	2	1	0.0000	-0.5606	-0.1455	0.0000	-0.1940	0.7475
3	2	2	0.0000	-1.6818	-0.4366	0.0000	0.1940	-0.7475
4	3	2	0.0000	1.6818	0.4366	0.0000	0.6791	-2.6162
5	3	3	0.0000	6.1667	1.6009	0.0000	-0.6791	2.6162
6	4	3	0.0000	-6.1667	-1.6009	0.0000	-2.5226	9.7172
7	4	4	0.0000	-13.4545	-3.4928	0.0000	2.5226	-9.7172
8	5	4	0.0000	13.4545	3.4928	0.0000	7.9557	-30.6464
9	5	5	0.0000	47.8383	12.4187	0.0000	-7.9557	30.6464
10	6	5	0.0000	-47.8383	-12.4187	0.0000	-29.3004	112.8686
11	6	6	0.0000	-177.8988	-46.1821	0.0000	29.3004	-112.8686
12	7	6	0.0000	177.8988	46.1821	0.0000	109.2460	-420.8279
13	7	7	0.0000	2182.1012	566.6825	0.0000	-109.2460	420.8279
14	8	7	0.0000	-2182.1012	-566.6825	0.0000	-145.7611	561.1176
15	8	8	0.0000	-290.2688	-75.4875	0.0000	145.7611	-561.1176
16	9	8	0.0000	290.2688	75.4875	0.0000	46.7320	-179.0678
17	9	9	0.0000	76.2110	20.1439	0.0000	-46.7320	179.0678
18	10	9	0.0000	-76.2110	-20.1439	0.0000	-13.6996	49.5652
19	10	10	0.0000	-22.9194	-7.2553	0.0000	13.6996	-49.5652
20	11	10	0.0000	22.9194	7.2553	0.0000	8.0662	-19.1929
21	11	11	0.0000	15.4665	8.8772	0.0000	-8.0662	19.1929
22	12	11	0.0000	-15.4665	-8.8772	0.0000	-18.5653	27.2066
23	12	12	0.0000	-38.9466	-28.2534	0.0000	18.5653	-27.2066
24	13	12	0.0000	38.9466	28.2534	0.0000	66.1950	-89.6333
25	13	13	0.0000	140.3199	104.1366	0.0000	-66.1950	89.6333
26	14	13	0.0000	-140.3199	-104.1366	0.0000	-246.2148	331.3266
27	14	14	2048.3385	-2040.6774	-842.1130	0.0000	246.2148	-331.3266
28	15	14	-2048.3385	2040.6774	842.1130	0.0000	132.7360	-586.9783
29	15	15	-361.4715	431.6926	-103.1430	0.0000	-132.7360	586.9783
30	16	15	361.4715	-431.6926	103.1430	0.0000	395.7506	513.8379
31	16	16	819.7677	-1033.4021	1260.5951	0.0000	-395.7506	-513.8379
32	17	16	-819.7677	1033.4021	-1260.5951	0.0000	-801.8148	-467.8941
33	17	17	-379.8923	311.3279	-540.6249	0.0000	801.8148	467.8941
34	18	17	379.8923	-311.3279	540.6249	0.0000	306.4662	170.3282
35	18	18	0.0000	-72.0298	129.5047	0.0000	-306.4662	-170.3282
36	19	18	0.0000	72.0298	-129.5047	0.0000	-82.0478	-45.7612
37	19	19	0.0000	19.4926	-34.5909	0.0000	82.0478	45.7612
38	20	19	0.0000	-19.4926	34.5909	0.0000	21.7249	12.7166
39	20	20	0.0000	-5.9407	8.8589	0.0000	-21.7249	-12.7166
40	21	20	0.0000	5.9407	-8.8589	0.0000	-4.8518	-5.1054
41	21	21	0.0000	4.2700	-0.8447	0.0000	4.8518	5.1054
42	22	21	0.0000	-4.2700	0.8447	0.0000	-2.3178	7.7048
43	22	22	0.0000	-11.1395	-5.4803	0.0000	2.3178	-7.7048
44	23	22	0.0000	11.1395	5.4803	0.0000	14.1230	-25.7138
45	23	23	535.7450	46.3951	26.2146	0.0000	-14.1230	25.7138
46	24	23	-535.7450	-46.3951	-26.2146	0.0000	-36.9954	64.7568
47	24	24	-994.9550	-96.0449	-54.2254	0.0000	36.9954	-64.7568
48	25	24	994.9550	96.0449	54.2254	0.0000	19.9413	-36.0903
49	25	25	0.0000	15.2534	7.7480	0.0000	-19.9413	36.0903
50	26	25	0.0000	-15.2534	-7.7480	0.0000	-3.3027	9.6699
51	26	26	0.0000	-4.0864	1.1426	0.0000	3.3027	-9.6699
52	27	26	0.0000	4.0864	-1.1426	0.0000	-6.7304	-2.5893
53	27	27	0.0000	1.0923	-12.3183	0.0000	6.7304	2.5893

54	28	27	0.0000	-1.0923	12.3183	0.0000	30.2244	0.6875
55	28	28	54.7507	-0.2826	50.2195	0.0000	-30.2244	-0.6875
56	29	28	-54.7507	0.2826	-50.2195	0.0000	-92.8133	-0.0049
57	29	29	-243.8893	-0.2926	-288.7805	0.0000	92.8133	0.0049
58	30	29	243.8893	0.2926	288.7805	0.0000	66.0160	-0.1658
59	30	30	0.0000	0.0445	27.8950	0.0000	-66.0160	0.1658
60	31	30	0.0000	-0.0445	-27.8950	0.0000	-17.6690	-0.0322
61	31	31	0.0000	0.1090	-7.4430	0.0000	17.6690	0.0322
62	32	31	0.0000	-0.1090	7.4430	0.0000	4.6601	0.2948
63	32	32	0.0000	-0.4806	1.8771	0.0000	-4.6601	-0.2948
64	33	32	0.0000	0.4806	-1.8771	0.0000	-0.9713	-1.1471
65	33	33	0.0000	1.8135	-0.0655	0.0000	0.9713	1.1471
66	34	33	0.0000	-1.8135	0.0655	0.0000	-0.7747	4.2934
67	34	34	0.0000	-6.7734	-1.6150	0.0000	0.7747	-4.2934
68	35	34	0.0000	6.7734	1.6150	0.0000	4.0703	-16.0267
69	35	35	0.0000	25.2800	6.5256	0.0000	-4.0703	16.0267
70	36	35	0.0000	-25.2800	-6.5256	0.0000	-15.5064	59.8134
71	36	36	0.0000	-94.3467	-24.4873	0.0000	15.5064	-59.8134
72	37	36	0.0000	94.3467	24.4873	0.0000	57.9554	-223.2267
73	37	37	0.0000	367.3416	95.3806	0.0000	-57.9554	223.2267
74	38	37	0.0000	-367.3416	-95.3806	0.0000	-175.7271	676.7602
75	38	38	0.0000	-2105.0284	-546.7894	0.0000	175.7271	-676.7602
76	39	38	0.0000	2105.0284	546.7894	0.0000	125.0070	-481.0054
77	39	39	0.0000	203.6114	52.9962	0.0000	-125.0070	481.0054
78	40	39	0.0000	-203.6114	-52.9962	0.0000	-33.9817	129.8289
79	40	40	0.0000	-56.0463	-14.9672	0.0000	33.9817	-129.8289
80	41	40	0.0000	56.0463	14.9672	0.0000	10.9198	-38.3101
81	41	41	0.0000	20.5739	6.8724	0.0000	-10.9198	38.3101
82	42	41	0.0000	-20.5739	-6.8724	0.0000	-9.6975	23.4115
83	42	42	0.0000	-26.2491	-12.5226	0.0000	9.6975	-23.4115
84	43	42	0.0000	26.2491	12.5226	0.0000	27.8702	-55.3359
85	43	43	0.0000	84.4227	43.2178	0.0000	-27.8702	55.3359
86	44	43	0.0000	-84.4227	-43.2178	0.0000	-101.7833	197.9321
87	44	44	441.7985	-326.6764	-164.9023	0.0000	101.7833	-197.9321
88	45	44	-441.7985	326.6764	164.9023	0.0000	302.2274	-602.4251
89	45	45	-1968.0115	2145.6936	574.0677	0.0000	-302.2274	602.4251
90	46	45	1968.0115	-2145.6936	-574.0677	0.0000	-13.5098	577.7064
91	46	46	179.9490	-360.8866	150.6315	0.0000	13.5098	-577.7064
92	47	46	-179.9490	360.8866	-150.6315	0.0000	-397.6200	-342.5545
93	47	47	-1019.7110	983.8434	-1650.5885	0.0000	397.6200	342.5545
94	48	47	1019.7110	-983.8434	1650.5885	0.0000	345.1448	100.1750
95	48	48	0.0000	-42.3390	145.8754	0.0000	-345.1448	-100.1750
96	49	48	0.0000	42.3390	-145.8754	0.0000	-92.4813	-26.8419
97	49	49	0.0000	11.3448	-39.0872	0.0000	92.4813	26.8419
98	50	49	0.0000	-11.3448	39.0872	0.0000	24.7803	7.1926
99	50	50	0.0000	-3.0403	10.4734	0.0000	-24.7803	-7.1926
100	51	50	0.0000	3.0403	-10.4734	0.0000	-6.6399	-1.9283
101	51	51	0.0000	0.8164	-2.8063	0.0000	6.6399	1.9283
102	52	51	0.0000	-0.8164	2.8063	0.0000	1.7791	0.5208
103	52	52	0.0000	-0.2253	0.7520	0.0000	-1.7791	-0.5208
104	53	52	0.0000	0.2253	-0.7520	0.0000	-0.4767	-0.1550
105	53	53	0.0000	0.0847	-0.2015	0.0000	0.4767	0.1550
106	54	53	0.0000	-0.0847	0.2015	0.0000	0.1277	0.0990
107	54	54	0.0000	-0.1134	0.0540	0.0000	-0.1277	-0.0990
108	55	54	0.0000	0.1134	-0.0540	0.0000	-0.0342	-0.2412
109	55	55	0.0000	0.3690	-0.0145	0.0000	0.0342	0.2412
110	56	55	0.0000	-0.3690	0.0145	0.0000	0.0092	0.8657
111	56	56	0.0000	-1.3625	0.0039	0.0000	-0.0092	-0.8657
112	57	56	0.0000	1.3625	-0.0039	0.0000	-0.0025	-3.2217
113	57	57	0.0000	5.0810	-0.0010	0.0000	0.0025	3.2217

114	58	57	0.0000	-5.0810	0.0010	0.0000	0.0007	12.0212
115	58	58	0.0000	-18.9614	0.0003	0.0000	-0.0007	-12.0212
116	59	58	0.0000	18.9614	-0.0003	0.0000	-0.0002	-44.8629
117	59	59	0.0000	70.7645	-0.0001	0.0000	0.0002	44.8629
118	60	59	0.0000	-70.7645	0.0001	0.0000	0.0000	167.4306
119	60	60	0.0000	-264.0966	0.0000	0.0000	-0.0000	-167.4306
120	61	60	0.0000	264.0966	-0.0000	0.0000	-0.0000	-624.8593
121	61	61	0.0000	3240.2591	-0.0000	0.0000	0.0000	624.8593
122	62	61	0.0000	-3240.2591	0.0000	0.0000	-0.0000	833.2573
123	62	62	0.0000	-431.0409	-0.0000	0.0000	0.0000	-833.2573
124	63	62	0.0000	431.0409	0.0000	0.0000	0.0000	-265.8970
125	63	63	0.0000	113.1437	0.0000	0.0000	-0.0000	265.8970
126	64	63	0.0000	-113.1437	-0.0000	0.0000	-0.0000	73.5342
127	64	64	0.0000	-33.9246	-0.0000	0.0000	0.0000	-73.5342
128	65	64	0.0000	33.9246	0.0000	0.0000	0.0000	-28.2397
129	65	65	0.0000	22.5547	0.0000	0.0000	-0.0000	28.2397
130	66	65	0.0000	-22.5547	-0.0000	0.0000	-0.0000	39.4245
131	66	66	0.0000	-56.2943	-0.0000	0.0000	0.0000	-39.4245
132	67	66	0.0000	56.2943	0.0000	0.0000	0.0000	-129.4584
133	67	67	0.0000	202.6224	0.0000	0.0000	-0.0000	129.4584
134	68	67	0.0000	-202.6224	-0.0000	0.0000	-0.0000	478.4089
135	68	68	713.3070	-1740.3866	-0.0000	0.0000	0.0000	-478.4089
136	69	68	-713.3070	1740.3866	0.0000	0.0000	-0.0000	-304.7650
137	69	69	713.3070	-415.0866	-0.0000	0.0000	0.0000	304.7650
138	70	69	-713.3070	415.0866	0.0000	0.0000	-0.0000	-719.8516
139	70	70	713.3070	834.1134	-0.0000	0.0000	0.0000	719.8516
140	71	70	-713.3070	-834.1134	0.0000	0.0000	0.0000	47.5327
141	71	71	-2683.3930	834.1134	-0.0000	0.0000	-0.0000	-47.5327
142	72	71	2683.3930	-834.1134	0.0000	0.0000	0.0000	573.0242
143	72	72	0.0000	-1131.0298	0.0000	0.0000	-0.0000	-573.0242
144	73	72	0.0000	1131.0298	-0.0000	0.0000	0.0000	64.0607
145	73	73	0.0000	-34.2298	0.0000	0.0000	-0.0000	-64.0607
146	74	73	0.0000	34.2298	-0.0000	0.0000	-0.0000	-23.2253
147	74	74	0.0000	8.5191	-0.0000	0.0000	0.0000	23.2253
148	75	74	0.0000	-8.5191	0.0000	0.0000	0.0000	2.3320
149	75	75	0.0000	3.8552	0.0000	0.0000	-0.0000	-2.3320
150	76	75	0.0000	-3.8552	-0.0000	0.0000	-0.0000	13.8974
151	76	76	0.0000	-43.4413	-0.0000	0.0000	0.0000	-13.8974
152	77	76	0.0000	43.4413	0.0000	0.0000	0.0000	-72.9852
153	77	77	0.0000	102.3347	0.0000	0.0000	-0.0000	72.9852
154	78	77	0.0000	-102.3347	-0.0000	0.0000	-0.0000	234.0190
155	78	78	0.0000	-647.3180	-0.0000	0.0000	0.0000	-234.0190
156	79	78	0.0000	647.3180	0.0000	0.0000	0.0000	-1060.6171
157	79	79	0.0000	1989.2313	0.0000	0.0000	-0.0000	1060.6171
158	80	79	0.0000	-1989.2313	-0.0000	0.0000	0.0000	1823.7682
159	80	80	0.0000	-1702.9687	0.0000	0.0000	-0.0000	-1823.7682
160	81	80	0.0000	1702.9687	-0.0000	0.0000	-0.0000	-815.8333
161	81	81	0.0000	345.5917	-0.0000	0.0000	0.0000	815.8333
162	82	81	0.0000	-345.5917	0.0000	0.0000	0.0000	220.9417
163	82	82	0.0000	-96.2917	0.0000	0.0000	-0.0000	-220.9417
164	83	82	0.0000	96.2917	-0.0000	0.0000	-0.0000	-67.9334
165	83	83	0.0000	39.5752	-0.0000	0.0000	0.0000	67.9334
166	84	83	0.0000	-39.5752	0.0000	0.0000	0.0000	50.7921
167	84	84	0.0000	-62.0090	0.0000	0.0000	-0.0000	-50.7921
168	85	84	0.0000	62.0090	-0.0000	0.0000	-0.0000	-135.2349
169	85	85	0.0000	208.4608	-0.0000	0.0000	0.0000	135.2349
170	86	85	0.0000	-208.4608	0.0000	0.0000	0.0000	490.1476
171	86	86	0.0000	-1223.4417	0.0000	0.0000	-0.0000	-490.1476
172	87	86	0.0000	1223.4417	-0.0000	0.0000	0.0000	-733.2942
173	87	87	0.0000	142.6583	0.0000	0.0000	-0.0000	733.2942

174	88	87	0.0000	-142.6583	-0.0000	0.0000	0.0000	-590.6359
175	88	88	0.0000	1407.2583	0.0000	0.0000	-0.0000	590.6359
176	89	88	0.0000	-1407.2583	-0.0000	0.0000	-0.0000	816.6224
177	89	89	2901.3083	-965.8272	-0.0000	0.0000	0.0000	-816.6224
178	90	89	-2901.3083	965.8272	0.0000	0.0000	-0.0000	478.5828
179	90	90	-383.1917	-965.8272	-0.0000	0.0000	0.0000	-478.5828
180	91	90	383.1917	965.8272	0.0000	0.0000	-0.0000	-149.2049
181	91	91	-383.1917	95.7728	-0.0000	0.0000	0.0000	149.2049
182	92	91	383.1917	-95.7728	0.0000	0.0000	0.0000	42.3407
183	92	92	0.0000	-31.7555	0.0000	0.0000	-0.0000	-42.3407
184	93	92	0.0000	31.7555	-0.0000	0.0000	-0.0000	-21.1703

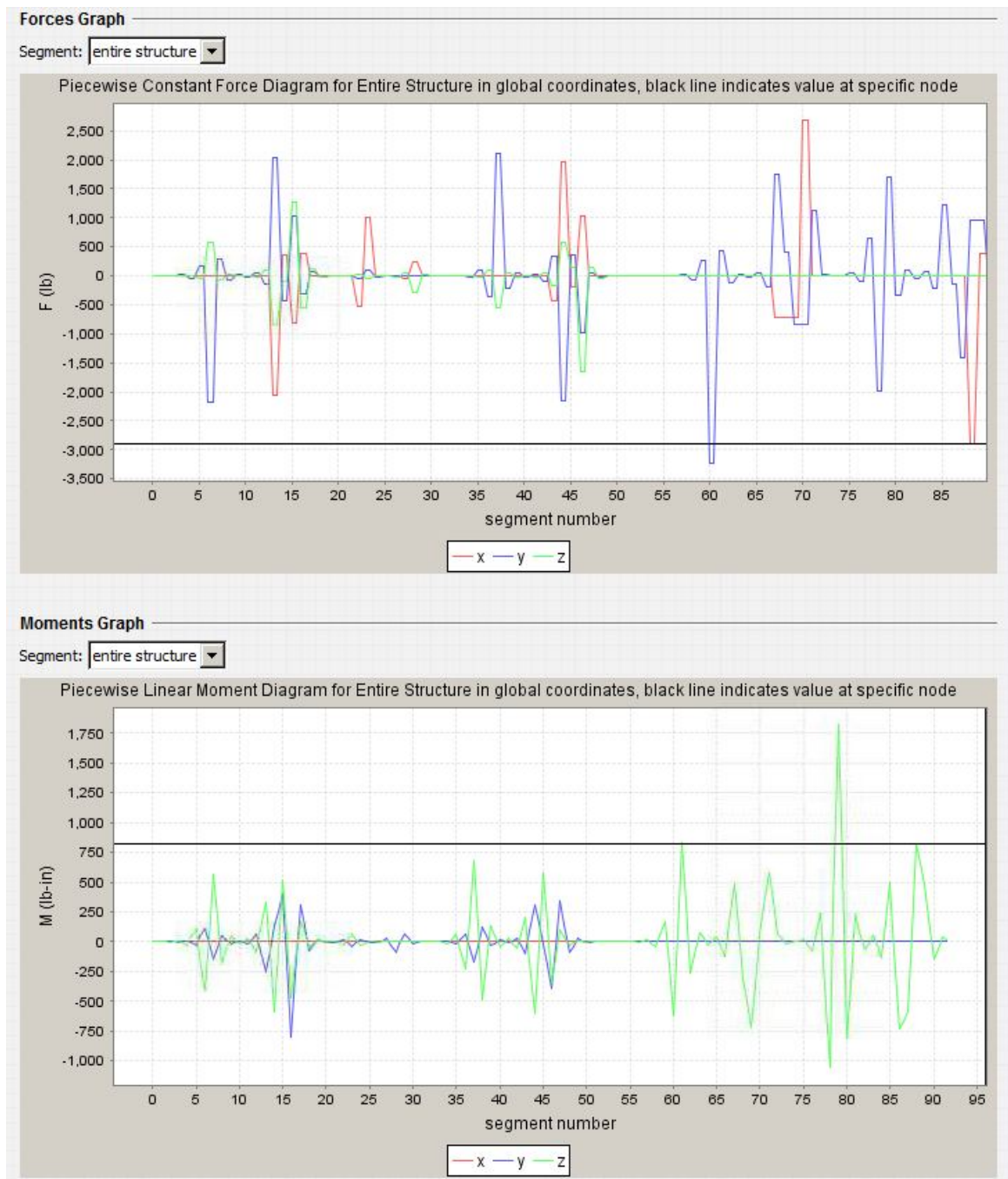


Figure 13 Resulting Forces and Moments Graph

Performed Seat Track calculation shows that there is three critical locations that require to be analyzed:

1. Rear leg fitting, $M_y = -816.6$ lb-in is found at Node 89
2. Front leg fitting, $M_y = -1824$ lb-in is found at Node 80
3. Forward leg stud, $M_y = -833.3$ lb-in is found at Node 62

Section Summary

The section was conducted following:

1. Defined seat track section and its properties at required locations.
2. Were selected material (7178-T6511 Aluminum) for seat track and defined fasteners for attachment to floor beam (BACB30NN5K5).
3. Seat track FEM model is built with applying specified loads and constraint types to obtain seat track Resulting Forces and Moments and defined critical locations:
 - a. Rear leg fitting, $M_y = -816.6$ lb-in is found at Node 89
 - b. Front leg fitting, $M_y = -1824$ lb-in is found at Node 80
 - c. Forward leg stud, $M_y = -833.3$ lb-in is found at Node 62

Підсумок розділу

У розділі було виконане наступне:

1. Визначений поперечний переріз рейки сидінь та його властивості в необхідних місцях.
2. Був підібраний матеріал (алюміній 7178-T6511) для рейки сидінь та обрані кріплення для з'єднання з балкою підлоги (BACB30NN5K5).
3. Кінцево-елементна модель рейки сидінь побудована із застосуванням заданих навантажень та типів обмежень для отримання внутрішніх сил і моментів, та визначені критичні місця:
 - a. Фітинг задньої ніжки, $M_y = -92.26$ Н-м, знаходиться у вузлі 89
 - b. Фітинг передньої ніжки, $M_y = -206.08$ Н-м, знаходиться у вузлі 80
 - c. Шпилька передньої ніжки, $M_y = -94.15$ Н-м, знаходиться у вузлі 62

SECTION 3

1. Conservative Analysis

Seat Track Bending

There are three cases for critical section selection:

- Net Section A-A with combination of maximum axial load and My-global bending moment (rear leg);
- Net Section B-B with upper chord cap under maximum My-global bending moment (front leg);
- Gross Section C-C with maximum My-global bending moment (front leg);

Section A-A

Maximum moments obtained at the rear leg fitting $M_y = -816.6$ lb-in is found at Node 89, which represents attachment point of seat track to the floor beam. This point is located between second stud and plunger of the rear seat leg, therefore it is high loaded by axial load, incoming from plunger, and bending moment, incoming from first and second studs of the aft leg fitting (refer to Figure 14). Since the most loaded node is at attachment point, net area cross section is used for analysis (refer to Figure 15).

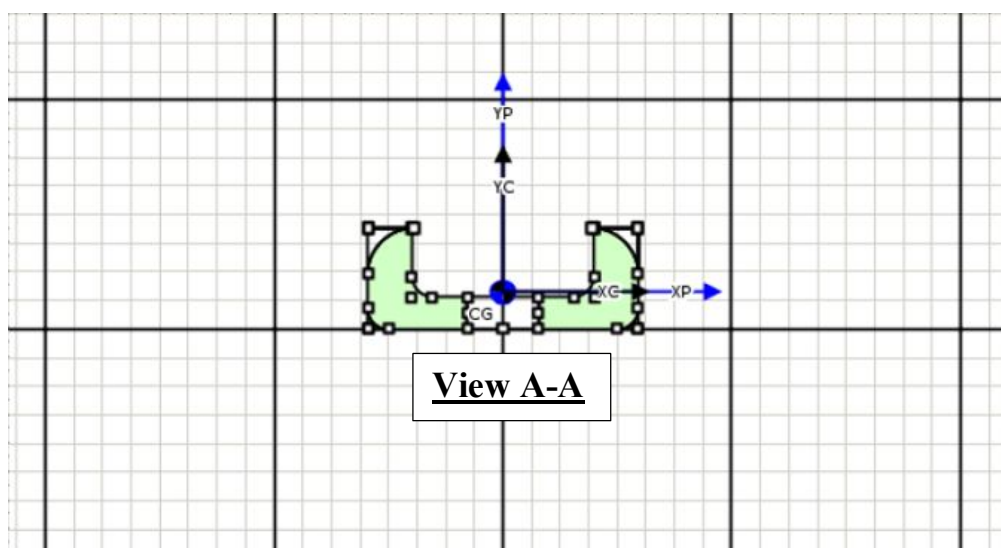
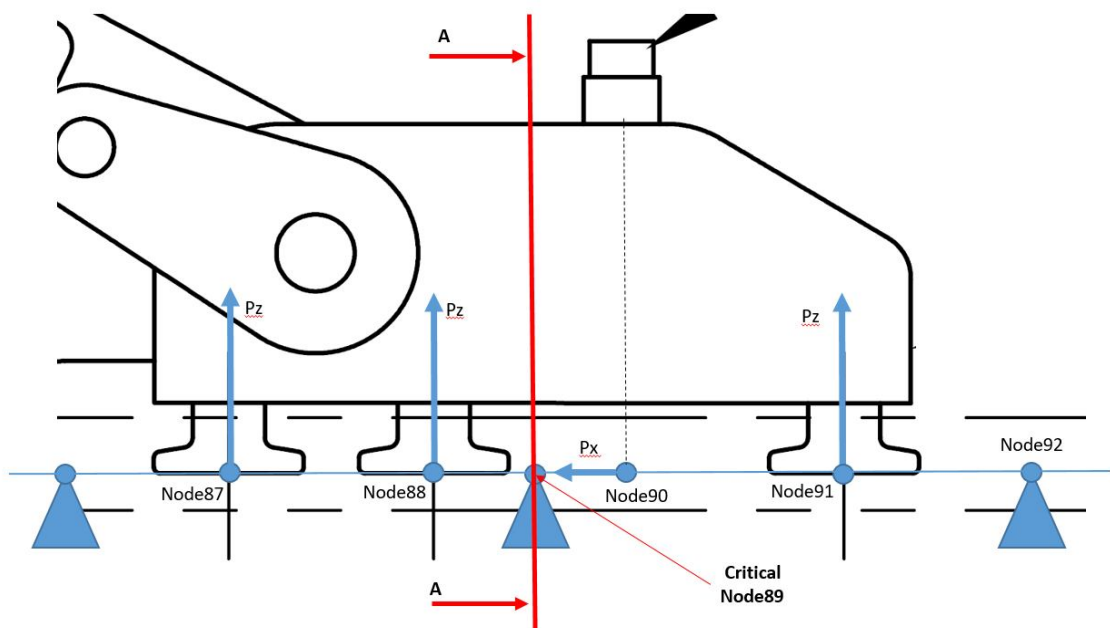


Figure 14 Critical Location

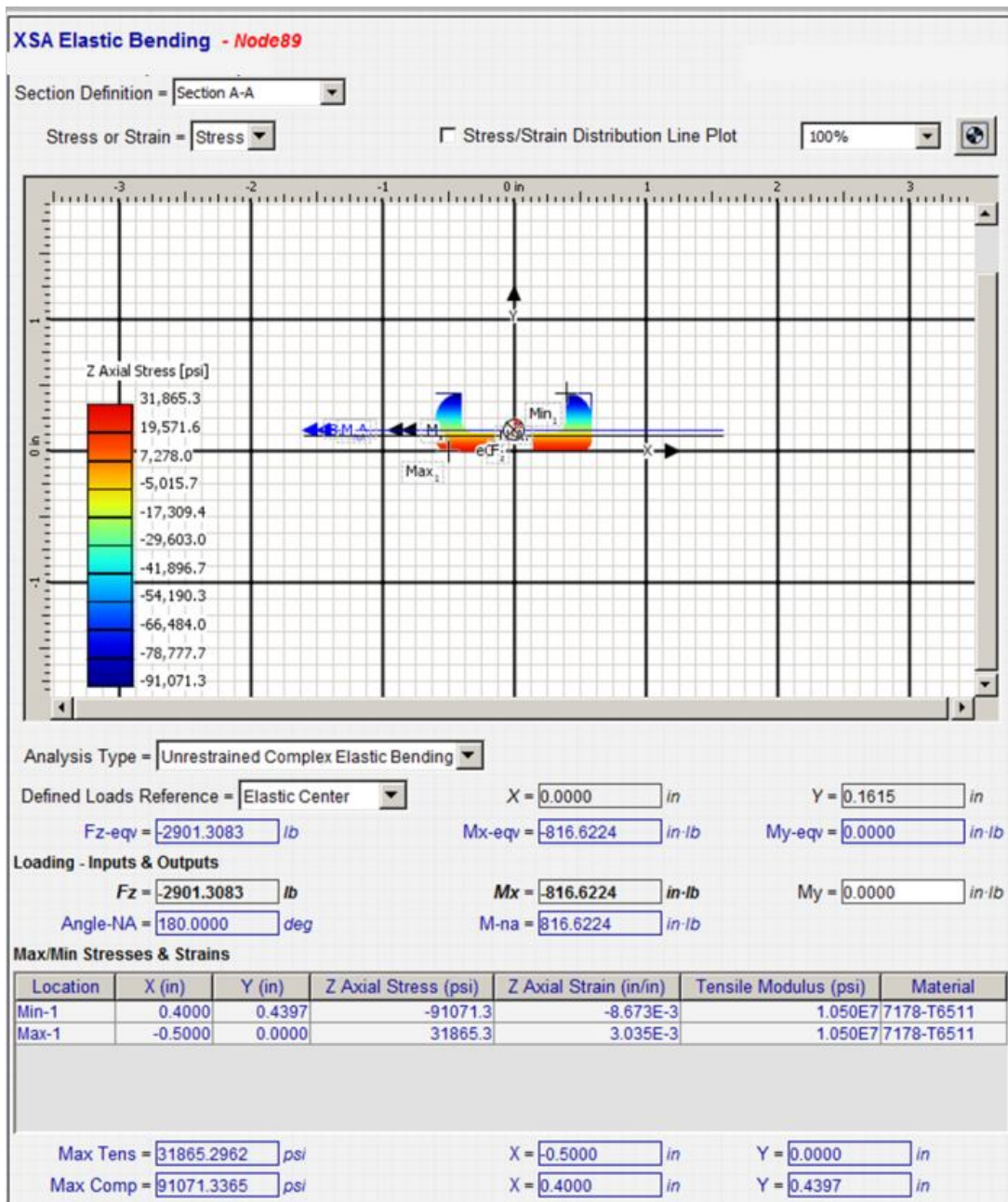


Figure 15 Critical Node 89 Elastic Bending Analysis

Therefore, Margins of Safety are as follows:

Tension:
$$MS = \frac{F_{tu}}{f_{tens}} - 1 = \frac{88000}{31865} - 1 = 1.76$$

Compression:
$$MS = \frac{F_{cy}}{f_{comp}} - 1 = \frac{78000}{91071} - 1 = -0.14^*$$

Elastic bending analysis show negative Margin of Safety for compression load case, so it's require to perform additional plastic bending analysis.

Plastic Bending Analysis.

Since critical load case represents Emergency landing condition, plastic bending is applied to the seat track cross-section.

The thickness of boxes 2 and 3 in plastic bending analysis (Figure 16) are conservatively reduced to represent actual cross section flanges of the seat track as follows:

- Actual area:

$$A_{\text{actual}} = 0.2184 \text{ in}^2 \text{ (refer to Figure 8).}$$

- Horizontal boxes 1, 4 area:

$$A_{\text{horizontal}} = (\text{width} - D_{\text{hole}}) * \text{thickness} = (1.18 - 0.32) * 0.14 = 0.1204 \text{ in}^2$$

- Vertical boxes 2, 3 area:

$$A_{\text{vertical}} = A_{\text{actual}} - A_{\text{horizontal}} = 0.2184 - 0.1204 = 0.098 \text{ in}^2$$

- Vertical boxes 2, 3 effective thickness:

$$t_{\text{vertical}} = \frac{A_{\text{vertical}}}{2 * \text{vertical height}} = \frac{0.098}{2 * 0.3} = 0.16 \text{ in.}$$

Plastic Bending (IAS) - Plastic Bending (IAS) 1

Load Definition

$M_x = -816.62$ in-lb

$M_y = 0.00$ in-lb

$P = -2901.31$ lb

Material Definition

Material Reference = 7178-T6511

$n_{ti} = 41.0000$

$n_{tu} = 19.0000$

$E = 10500000.$ psi

$F_{ty} = 80000.$ psi

$F_{allow} = 78000.$ psi

Cross-Section Definition

Number of Boxes = 4

ID	width (a)	height (b)	left edge (x)	bottom edge (y)
1	0.43	0.14	-0.59	0.00
2	0.16	0.30	-0.59	0.14
3	0.16	0.30	0.43	0.14
4	0.43	0.14	0.16	0.00

Sign Convention

Cross-Section View

Maximum Allowable Simultaneous Loads

$M_{xallow} = -894.38$ in-lb

$M_{yallow} = 0.00$ in-lb

$P_{allow} = -3177.55$ lb

Coefficients for equation : strain(x,y) = ax + by + c

$a_coef = 0.0000001$ 1/in

$b_coef = -0.0246393$ 1/in

$c_coef = 0.0027045$

Figure 16 Plastic Bending Analysis

Therefore, Margin of Safety:

$$MS = \frac{M_{xallow}}{M_x} - 1 = \frac{-894.38}{-816.62} - 1 = 0.095$$

NOTE: Cross-Section A-A passes the elastic bending for Limit loads.

Performed Section A-A analysis of critical location at node 89 show positive margin of safety in tension case 1.76, and after performing additional analysis in compression case 0.095, therefore this location has enough strength capability to carry applied load.

Section B-B

Maximum moments obtained at front leg fitting $M_y = -1824 \text{ lb-in}$ is found at Node 80, which represents front stud of seat track to the floor beam attachment. Since applied vertical load acts down and the seat track deflections happen towards the floor beam cap, the seat track cross section includes upper t-chord cap for analysis. Conservatively, net area is taken for the analysis.

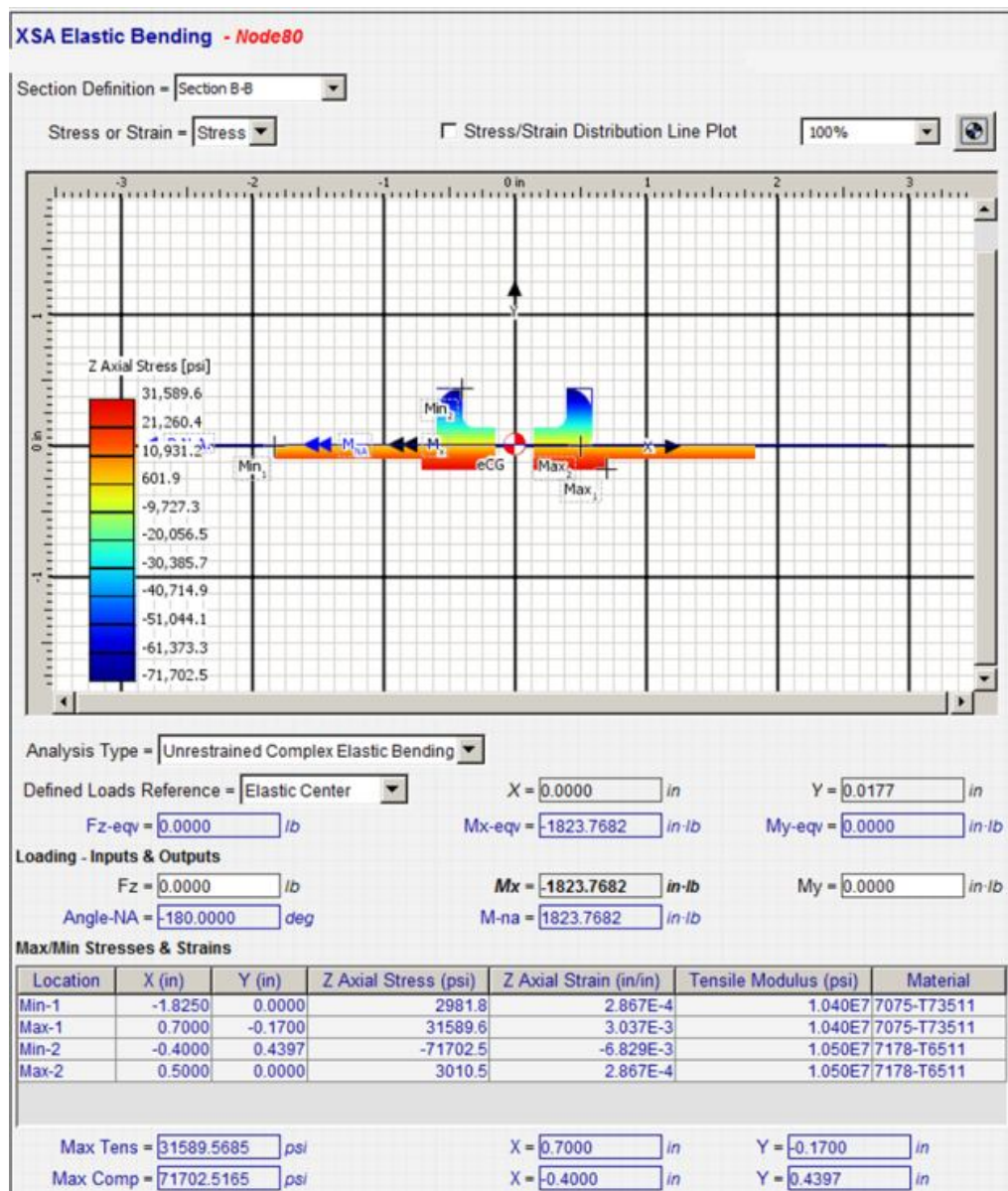


Figure 17 Seat Track With Upper Chord Cap Under Maximum M_y Bending Moment Load

Margins of Safety:

- Seat Track is in compression: $MSc = \frac{F_{cyL}}{f_{comp}} - 1 = \frac{78000}{71702} - 1 = \mathbf{0.088}$

- Floor Beam Cap is in tension: $MSt = \frac{F_{tu}}{f_{tens}} - 1 = \frac{58000}{31590} - 1 = \mathbf{0.84}$

Performed Section B-B analysis of critical location at node 80 show positive margin of safety in tension case 0.84 and in compression case 0.088, therefore this location has enough strength capability to carry applied load. There is more than 2 times higher applied load in comparison of Section A-A but analysis accounts for load direction (load acts down and the seat track deflections happen towards the floor beam cap), so the seat track cross section includes upper t-chord cap for analysis, therefore there is obtained positive margins, with higher loads.

Section C-C

Another critical location with extreme bending moment $M_y = -833.3$ lb-in is at Node 62. This node represents stud on the forward leg of the front row of premium economy class seats away from fastener hole, therefore gross area section is used for analysis (refer to Figure 18).

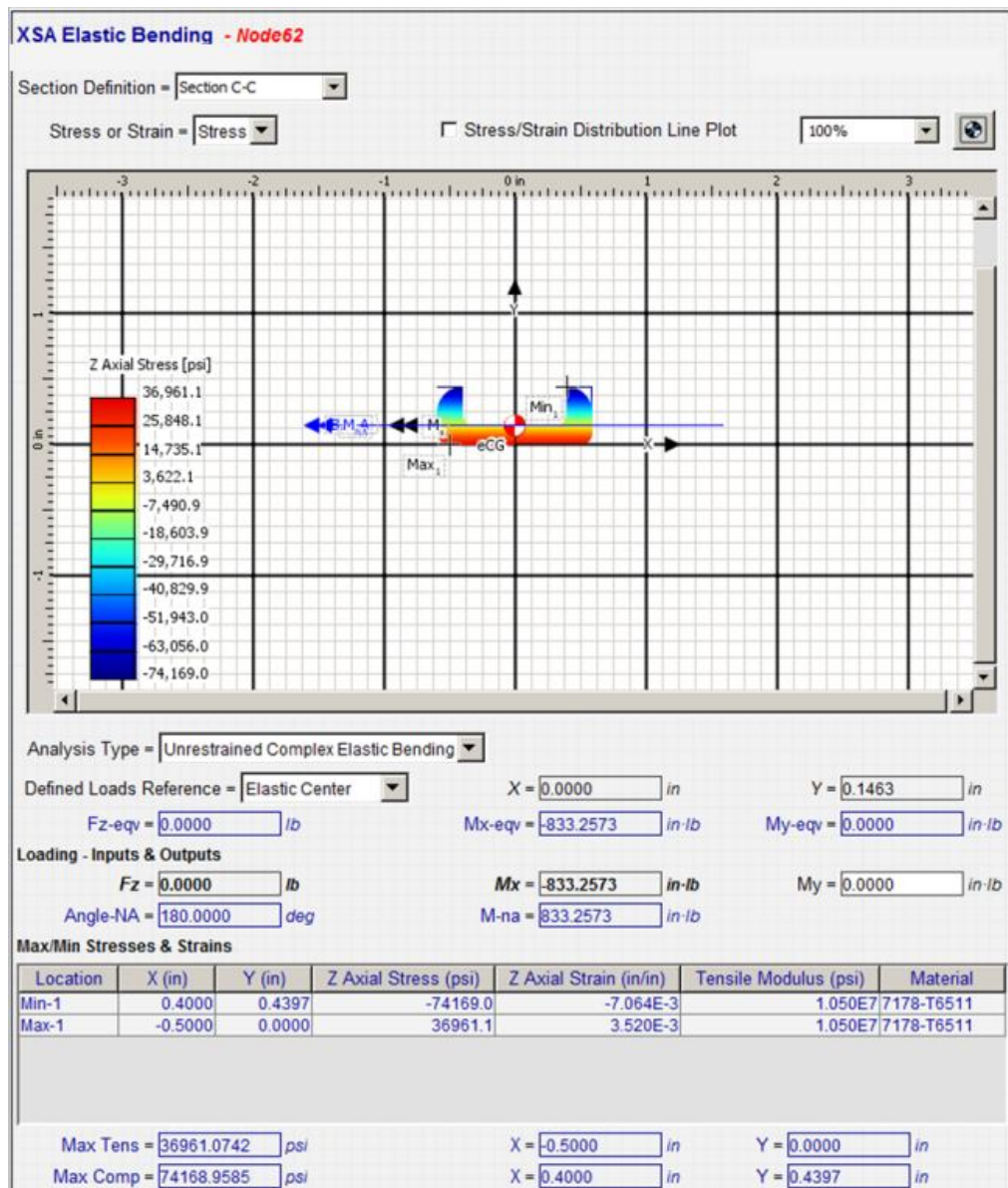


Figure 18 Bending at Node 62

Margins of Safety:

Tension:
$$MSt = \frac{Ftu}{ftens} - 1 = \frac{84000}{36961} - 1 = 1.27$$

Compression:
$$MSc = \frac{FcyL}{fcomp} - 1 = \frac{78000}{74168} - 1 = 0.052$$

Performed Section C-C analysis of critical location at node 62 show positive margin of safety in tension case 1.27 and in compression case 0.052, therefore this location has enough strength capability to carry applied load. There is similar load applied in comparison of Section A-A but analysis accounts for fastener locations, so the seat track cross section gross area taken for analysis, therefore there is obtained positive margins, without additional plastic bending analysis.

Seat Track Shear

Maximum shear obtained $F_y = 3240$ lb is found at Node 62, this node represents stud on the forward leg of the front row of premium economy class seats, therefore it's high loaded by shear load and require shear analysis.

Maximum shear force at Node 62 described above:

$$V_{max} = 3240 \text{ lb} \quad (\text{refer to Table 4})$$

Allowable shear force for 7178-T6511 calculated using conservative area of lower strip of seat track.

Area:

$$A = \text{width} * \text{thickness} = 1.18 * 0.14 = 0.1652 \text{ in}^2 \quad (\text{refer to Figure 4})$$

Allowable shear force:

$$P_{su} = F_{su} * A = 44000 * 0.1652 = 7269 \text{ lb}$$

Margin of Safety:

$$MS = \frac{P_{su}}{1.5 * V_{max}} - 1 = \frac{7269}{1.5 * 3240} - 1 = \mathbf{0.49}$$

Performed shear analysis of seat track show positive margin of safety 0.49, therefore structure has enough strength capability to carry applied shear load.

Seat Track Bearing

Maximum bearing obtained at the rear leg fitting $F_x = 2901$ lb is found at Node 89, which represents attachment point of seat track to the floor beam. This point is located between second stud and plunger of the rear seat leg, therefore it is high loaded by axial load, incoming from plunger. Since this is most bearing loaded point it require analysis.

Maximum bearing force at Node 89 described above:

$$P_{\text{bearing}} = 2901 \text{ lb} \quad (\text{refer to Table 4})$$

Area:

$$A = D_{\text{fast}} * \text{thickness} = 0.315 * 0.14 = 0.0441 \text{ in}^2 \quad (\text{refer to Figure 8})$$

Bearing Stress:

$$f_{br} = P_{\text{bearing}}/A = 2901.3/0.0441 = 65789 \text{ psi}$$

Bearing Allowable (Conservatively $e/D = 1.5$):

$$F_{bru} = 114000 \text{ psi} \quad (\text{refer to Figure 5})$$

Margin of Safety (including the Fitting Factor = 1.15):

$$MS = \frac{F_{bru}}{f_{br}} - 1 = \frac{114000}{1.15 * 65789} - 1 = \mathbf{0.51}$$

Performed bearing analysis of seat track show positive margin of safety 0.51, therefore structure has enough strength capability to carry applied bearing load.

Fastener Check

Maximum load components from a different locations are combined together for the fastener analysis conservatively.

Fitting factor 1.15 is utilized.

Maximum tension:

$$P_{tension} = 1.15 * 3240 \text{ lb} = 3726 \text{ lb} \quad (\text{refer to Table 4})$$

Maximum shear:

$$P_{shear} = 1.15 * 2901 \text{ lb} = 3336 \text{ lb} \quad (\text{refer to Table 4})$$

Allowable tension:

$$P_{tu} = 9260 \text{ lb} \quad (\text{refer to Table 1})$$

Allowable shear:

$$P_{su} = 7250 \text{ lb} \quad (\text{refer to Table 1})$$

Tension ratio:

$$R_t = \frac{P_{tension}}{P_{tu}} = \frac{3726}{9260} = 0.40$$

Shear ratio:

$$R_s = \frac{P_{shear}}{P_{su}} = \frac{3336}{7250} = 0.46$$

Margin of Safety:

$$MS_{combine} = \frac{1}{R_s + R_t} - 1 = \frac{1}{0.40 + 0.46} - 1 = \mathbf{0.16}$$

Performed analysis of fastener joint show positive margin of safety 0.16, therefore fastener has enough strength capability to transfer applied loads from seat track to floor beam.

Appendix A

The analysis presented above is performed in very conservative way with assumption that Seat Track takes Axial Load from Seats and Furniture (call this way Option 1).

The purpose for this section is to present Margins of Safety Summary for the Seat Track in case when floor panels take X-Loads out to skin/stringer (Option 2). A comparison of both Option 1 and 2 are presented in Table 5.

The stress analyses for Option 2 are presented on the following pages.

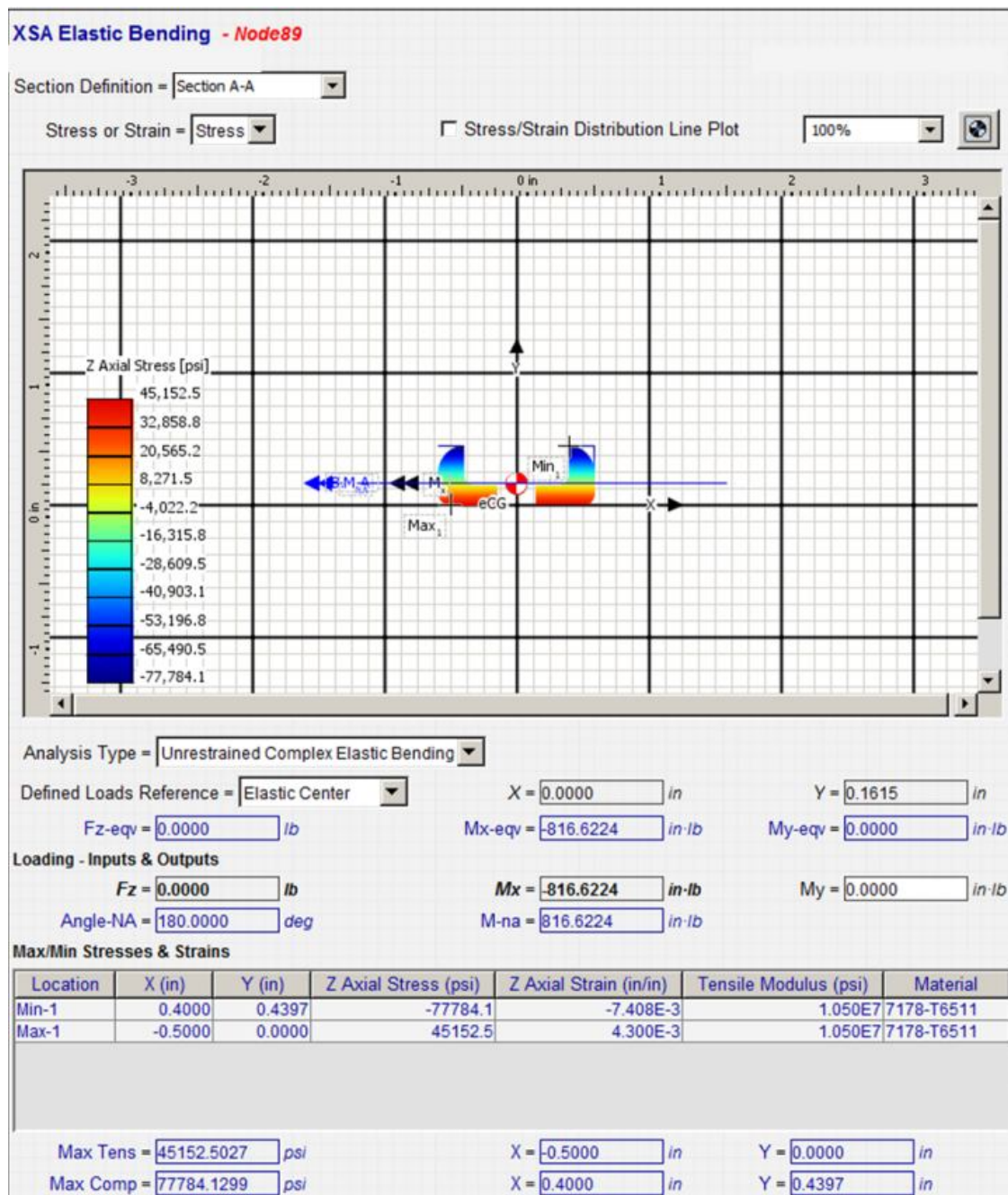


Figure 19 Critical Node 89 Elastic Bending Analysis

Therefore, Margins of Safety are as follows:

Tension:
$$MS = \frac{F_{tu}}{f_{tens}} - 1 = \frac{88000}{45153} - 1 = \mathbf{0.949}$$

Compression:
$$MS = \frac{F_{cy}}{f_{comp}} - 1 = \frac{78000}{77784} - 1 = \mathbf{0.003}$$

Plastic Bending Analysis.

Since critical load case represents Emergency landing condition, plastic bending is applied to the seat track cross-section.

The thickness of boxes 2 and 3 in plastic bending analysis (Figure 16) are conservatively reduced to represent actual cross section flanges of the seat track as follows:

- Actual area:

$$A_{\text{actual}} = 0.2184 \text{ in}^2 \quad (\text{refer to Figure 8}).$$

- Horizontal boxes 1, 4 area:

$$A_{\text{horizontal}} = (\text{width} - D_{\text{hole}}) * \text{thickness} = (1.18 - 0.32) * 0.14 = 0.1204 \text{ in}^2$$

- Vertical boxes 2, 3 area:

$$A_{\text{vertical}} = A_{\text{actual}} - A_{\text{horizontal}} = 0.2184 - 0.1204 = 0.098 \text{ in}^2$$

- Vertical boxes 2, 3 effective thickness:

$$t_{\text{vertical}} = \frac{A_{\text{vertical}}}{2 * \text{vertical height}} = \frac{0.098}{2 * 0.3} = 0.16 \text{ in.}$$

Plastic Bending (IAS) - Plastic Bending (IAS) 1

Load Definition

$M_x = -816.62$ in-lb

$M_y = 0.00$ in-lb

$P = 0.00$ lb

Material Definition

Material Reference = 7178-T6511

$n_{ti} = 41.0000$

$n_{tu} = 19.0000$

$E = 10500000.$ psi

$F_{ty} = 80000.$ psi

$F_{allow} = 78000.$ psi

Cross-Section Definition

Number of Boxes = 4

ID	width (a)	height (b)	left edge (x)	bottom edge (y)
1	0.43	0.14	-0.59	0.00
2	0.16	0.30	-0.59	0.14
3	0.16	0.30	0.43	0.14
4	0.43	0.14	0.16	0.00

Sign Convention

Cross-Section View

Maximum Allowable Simultaneous Loads

$M_{xallow} = -1084.77$ in-lb

$M_{yallow} = 0.00$ in-lb

$P_{allow} = 0.00$ lb

Coefficients for equation : strain(x,y) = ax + by + c

$a_coef = 0.0000000$ 1/in

$b_coef = -0.0297519$ 1/in

$c_coef = 0.0049540$

Figure 20 Plastic Bending Analysis

Therefore, Margin of Safety:

$$MS = \frac{M_{xallow}}{M_x} - 1 = \frac{-1084.77}{-816.62} - 1 = \mathbf{0.328}$$

NOTE: Cross-Section A-A passes the elastic bending for Limit loads.

Seat Track Bearing

Maximum bearing force at Node 47 described above:

$$P_{\text{bearing}} = F_{\text{zmax}} = 1650.6 \text{ lb} \quad (\text{refer to Table 4})$$

Area:

$$A = D_{\text{fast}} * \text{thickness} = 0.315 * 0.14 = 0.0441 \text{ in}^2 \quad (\text{refer to Figure 8})$$

Bearing Stress:

$$f_{br} = P_{bru}/A = 1650.6/0.0441 = 37429 \text{ psi}$$

Bearing Allowable (Conservatively $e/D = 1.5$):

$$F_{bru} = 114000 \text{ psi} \quad (\text{refer to Figure 5})$$

Margin of Safety (including the Fitting Factor = 1.15):

$$MS = \frac{F_{bru}}{f_{br}} - 1 = \frac{114000}{1.15 * 37429} - 1 = \mathbf{1.64}$$

Fastener Check

Maximum load components from a different locations are combined together for the fastener analysis conservatively.

Fitting factor 1.15 is utilized.

Maximum tension:

$$P_{tension} = 1.15 * 3240 \text{ lb} = 3726 \text{ lb} \quad (\text{refer to Table 4})$$

Maximum shear:

$$P_{shear} = 1.15 * 1651 \text{ lb} = 1899 \text{ lb} \quad (\text{refer to Table 4})$$

Allowable tension:

$$P_{tu} = 9260 \text{ lb} \quad (\text{refer to Table 1})$$

Allowable shear:

$$P_{su} = 7250 \text{ lb} \quad (\text{refer to Table 1})$$

Tension ratio:

$$R_t = \frac{P_{tension}}{P_{tu}} = \frac{3726}{9260} = 0.40$$

Shear ratio:

$$R_s = \frac{P_{shear}}{P_{su}} = \frac{1899}{7250} = 0.26$$

Margin of Safety:

$$MS_{combine} = \frac{1}{R_s + R_t} - 1 = \frac{1}{0.26 + 0.40} - 1 = \mathbf{0.51}$$

Table 5 Critical Margins of Safety Comparison

<i>Location</i>	<i>Failure Mode</i>	<i>Load Case</i>	<i>MS_Option1</i>	<i>MS_Option2</i>
Seat Track				
Section A-A, Node 89	Plastic Bending	9G Forward	+0.095	+0.328
Section B-B, Node 80	Elastic Bending	9G Forward	+0.088	Unchanged
Section C-C, Node 62	Elastic Bending	9G Forward	+0.052	Unchanged
Node 62	Shear	9G Forward	+0.49	Unchanged
Joint to Floor Beam Upper Chord				
Seat Track	Bearing	9G Forward	+0.51	+1.64
BACB30NN5K5	Tension + Shear	9G Forward	+0.16	+0.51

Performed analysis of seat track critical locations show several times higher margins of safety, due to less conservative assumption when floor panels take X-Loads out to skin/stringer (Option 2) in comparison to assumption that Seat Track takes Axial Load from Seats and Furniture (Option 1).

2. Nastran/Patran FEM Analysis

Seat track in conjunction with the Floor Beam analyzed in Nastran/Patran to account for the Floor Beam stiffness. Finite element model is shown in Figure 21. The model represents the real geometry with its dimensions, materials and properties and consists of the floor beam web, upper chord, lower chords, stiffeners and subjected seat track. Finite element model consist of 9279 nodes, 10255 elements and 74 Multipoint Constrains (MPC).

Seat Track is modeled with 94 CBAR Bar2 elements (95 nodes) with defined cross-section and material properties. It is attached to the Floor Beam model at fastener locations using 74 RBE2 Multipoint Constrains (MPC). The RBE2 type of MPC is chosen since this type is commonly used to transfer loads.

Floor Beam is modeled with CBAR Bar2 and SHELL QUAD4 elements. QUAD4 elements are used to model Floor beam Web (8727 elements) and Bar2 elements are used to model Upper Chord (433 elements), Lower Chord (439 elements), and Stiffeners (564 elements).

The model is constrained at Seat track Ends and Lower Chord to Center section joint locations with respect to all 6 degrees of freedom (Tx,Ty,Tz,Rx,Ry,Rz).

The model is loaded at seat and furniture attachment locations and run for all the load cases noted in Section 2.

There are peak values of M_z bending moment exceeding moments from CSW, but analysis shows higher margins in comparison with those presented above of this paper.

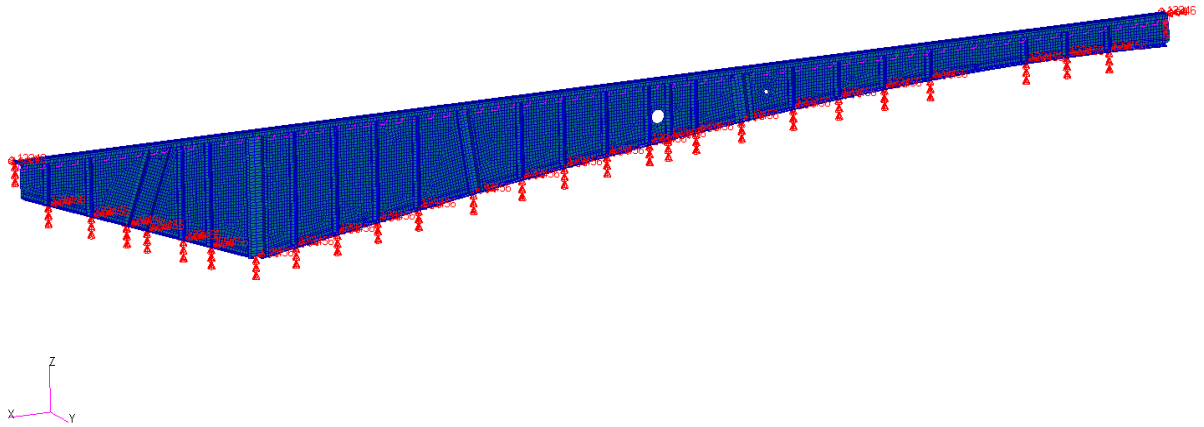


Figure 21 Seat Track With Floor Beam FEM

Deflections for the critical 9G Forward Load Case are presented in Figure 22. The maximum deflection of the Seat Track is 0.309”.

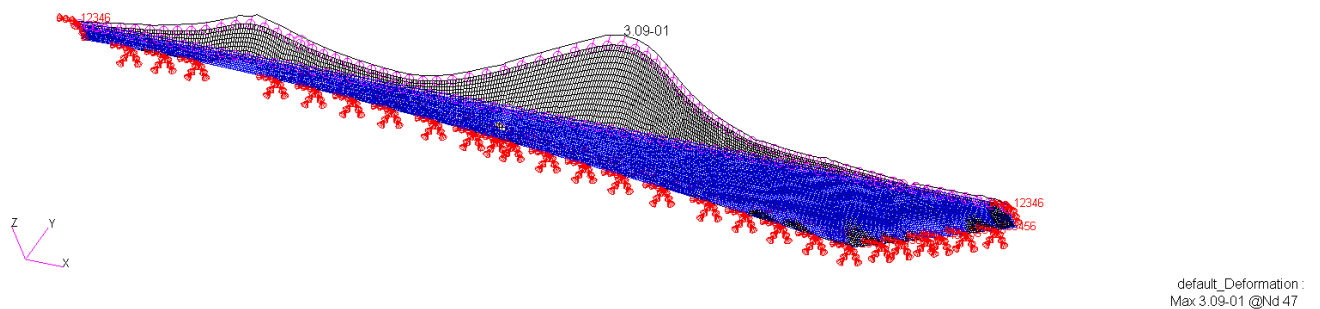


Figure 22 FE Model Deflections. 9G Forward Critical Case

The Seat Track extreme bending stresses were obtained at Node 80 under 9G Forward Case (refer to Figure 23) from FE-model as follows:

- Extreme tension stress level of 45.9 ksi
- Extreme compression stress level of 32.6 ksi

Performed FEM analysis of seat track in conjunction with the Floor Beam were analyzed in Nastran/Patran to account for the Floor Beam stiffness and show the compliance of the seat loads to the floor beam deflections. Seat Track Margins of Safety obtained from Patran/Nastran FEM analysis are higher than for CSW FEM analysis as Patran/Nastran model represents the real geometry.

Section Summary

The section was conducted analysis of seat track strength. It was performed the following:

- Calculation of seat track strength at critical locations without accounting for floor beam stiffness using conservative assumption and methods that show positive margins of safety:
 1. Rear leg attachment point of seat track to the floor beam (node 89).
 2. Front leg attachment fitting front stud of seat track to the floor beam (node 80).
 3. Stud on the forward leg of the front row of premium economy class seats away from fastener hole (node 62).
- Calculation of seat track strength with accounting for floor beam stiffness using FE-model which represents the real geometry with its dimensions, materials and properties. This show the compliance of the seat loads to the floor beam deflections.

Підсумок розділу

У розрізі проводився аналіз міцності рейки сидінь. Було проведено наступне:

- Розрахунок міцності рейки сидінь в критичних місцях без урахування жорсткості балки підлоги з використанням консервативних припущень та методів, що демонструють позитивні запаси міцності:
 1. Точка кріплення задньої ніжки рейки сидінь до балки підлоги (вузол 89).
 2. Кріплення передньої ніжки, що кріпиться передньою шпилькою колії сидіння до балки підлоги (вузол 80).
 3. Шпилька на передній ніжці переднього ряду сидінь преміум – економ класу подалі від отвору кріплення (вузол 62).
- Розрахунок міцності рейки сидінь з урахуванням жорсткості балки підлоги за допомогою кінцево-елементної моделі, яка представляє реальну геометрію з її розмірами, матеріалами та властивостями. Це показує відповідність навантажень сидінь та відхиленням балки підлоги.

4. STARTUP PROJECT

Опис ідеї проекту

В розділі проведено маркетинговий аналіз стартап проекту, визначені можливості та доцільність його впровадження на ринок.

Таблиця 4.1 Опис стартап-проекту

Зміст проекту	Напрямки застосування	Вигоди для користувача
Оцінка міцності деталі за різними варіаціями режиму навантаження	Машинобудівна галузь	1)Точна оцінка границі витривалості
		2) Врахування варіацій режимів навантаження
		3) Можливість максимального вичерпання ресурсу

Запропонована автором отримана залежність дозволяє визначити необхідний рівень міцності для будь-яких режимів навантаження.

Конкурентами в нашій роботі є: оцінка міцності рейок сидінь пасажирського літака

Технологічний аудит

Реалізувати ідею проекту можна за допомогою проектних розрахунків.

В табл. 4.2 проведений аналіз потенційних техніко-економічних переваг даної ідеї у порівнянні з конкурентом №1

Таблиця 4.2 Визначення сильних, слабких та нейтральних характеристик ідеї проекту

№ п/п	Техніко-економічні характеристики ідеї	W	N	S
1.	Грошові витрати		—	Мій проект та конкурент
2	Складність розрахунку	—	—	—
3	Точна оцінка границі витривалості	Конкурент	—	Мій проект
	Можливість максимального вичерпання ресурсу	—	Конкурент	Мій проект

Визначення технологічної здійсненності ідеї проекту наведено в табл. 4.3

Таблиця 4.3 технологічна здійсненність ідеї проекту

№ п/п	Ідея проекту	Технологія її реалізації	Наявність технології	Доступність технології
1.	Використання залежності, яка дозволяє визначити необхідний рівень міцності для будь-яких режимів навантаження	Теоретичний розрахунок	є	є
		Практичне використання		
Обрана технологія може бути реалізована				

По показникам характеристики стану ринку можна зробити висновок, що даний проект є рентабельним.

Визначення потенційних груп клієнтів.

Потенційні групи клієнтів можна умовно поділити на первинних та вторинних споживачів продукту. Первинною групою є пасажирські літаки. Надалі визначимо потенційні групи клієнтів (табл. 4.5)

Таблиця 4.5 Характеристика потенційних клієнтів стартап-проекту

№ п/п	Потреба, що формує ринок	Цільова аудиторія	Відмінності у поведінці різних потенційних цільових груп клієнтів	Вимоги споживачів до товару
1.	Підвищення рівня комфорту пасажирів	Машинобудівна галузь	фінанси	Точність та розширення можливостей абсолютного використання ресурсу

Після визначення потенційних груп клієнтів проводимо аналіз ринкового середовища, складаємо таблицю факторів, що допоможуть виходу проекту на ринок, та врахування факторів, що цьому можуть перешкодити (табл. 4.6)

Таблиця 4.6 Фактори загроз

№ п/п	Фактор	Зміст загрози	Можлива реакція компанії
1.	Збільшення собівартості	Зменшення попиту використання	Вдосконалення вже існуючих методик
2.	Розробка покращеної методики		

Таблиця 4.7 Фактори можливостей

№ п/п	Фактор	Зміст можливості	Можлива реакція компанії
1.	Не потребує великих затрат на використання	Економність	Достойна оплата праці
2.	Підвищений попит у галузі машинобудування	Проведення ремонтних робіт	Збільшення парку авіатранспорту

Надалі проведемо аналіз пропозиції, визначивши загальні риси конкуренції на ринку (табл.4.8).

Таблиця 4.8. Ступеневий аналіз конкуренції на ринку

Особливості конкурентного середовища	В чому проявляється дана характеристика	Вплив на діяльність підприємства
Тип конкуренції олігополія	Невелика кількість підприємств, які ведуть між собою здебільшого нецінову конкуренцію.	Не відрізняється помітним впливом
Національний рівень конкурентної боротьби	Даний ринок достатньо відкритий	Помітний вплив на модернізації галузі
Внутрішньогалузева ознака	Боротьба ведеться між методиками розрахунків	Заощадження коштів в наслідок введення методики
Товаро-родова конкуренція за видом методики	Здатність задовольнити потреби галузі	Не велика кількість конкурентів

Нецінова конкуренція	Підвищення якості методики в порівнянні з іншими	Робота над постійним покращенням методики
Марочна інтенсивність	Розглядаємо в якості конкурентів схожі методики	Незалежність від ринку

Після аналізу конкуренції проводимо більш детальний аналіз умов конкуренції в галузі (табл.4.9).

Таблиця 4.9. Аналіз конкуренції в галузі за М. Портером

Складові аналізу	Прямі конкуренти в галузі	Потенційні конкуренти	Клієнти	Товари-замінники
	Немає	Бар'єрів впровадження нема	BOEING	Загрози з боку замінників є
Висновки:	Низька інтенсивність	Є можливість входження в галузь	Диктують умови роботи на ринку. Такі, як час на розрахунок і забезпечення потрібним програмним забезпеченням	Відсутність обмежень від замінників

З огляду на конкурентну ситуацію існує можливість виходу на ринок даної галузі. Щоб бути конкурентоспроможним на ринку даному проекту необхідно розробити програмне забезпечення для швидкісного розрахунку методики.

На основі аналізу конкуренції, проведеного в табл.4.9, а також із урахуванням характеристик ідеї проекту табл.4.2, вимог споживачів до товару табл.4.5 та факторів маркетингового середовища табл.4.6-4.7 визначаємо та обґрунтовуємо перелік факторів конкурентоспроможності. Аналіз оформлюється в табл.4.10.

Таблиця 4.10. Обґрунтування факторів конкурентоспроможності

№ п/п	Фактор конкурентоспроможності	Обґрунтування (наведення чинників, що роблять фактор для порівняння конкурентних проектів значущим)
1	Менша потреба у витратах	Для методики розрахунку мала необхідність в затратах
2	Точність розрахунків	Удосконалення отримання результатів
3	Використання отриманих даних	Максимальне вичерпання ресурсу

За визначеними факторами конкурентоспроможності (табл.4.10) проведемо аналіз сильних та слабких сторін мого стартап-проекту (табл.4.11).

Таблиця 4.11. Порівняльний аналіз сильних та слабких сторін «Використання схеми закріплення СтаЗФ вогнепального перелому під кутом 60»

№ п/п	Фактор конкурентоспроможності	Бали 1-20	Рейтинг методики у порівнянні з проектом конкурента						
			-3	-2	-1	0	1	2	3
1	Менша потреба у витратах	20				●			
2	Точність розрахунків	20			●				
3	Використання отриманих даних	20					●		
4	Точність розрахунку в проекті	15					●		

Фінальним етапом ринкового аналізу можливостей впровадження проекту є складання SWOT-аналізу (матриці аналізу сильних (Strength) та слабких (Weak) сторін, загроз (Troubles) та можливостей (Opportunities) (табл.4.12) на основі виділених ринкових загроз та можливостей, та сильних і слабких сторін (табл.4.11).

Перелік ринкових загроз та ринкових можливостей складається на основі аналізу факторів загроз та факторів можливостей маркетингового середовища. Ринкові загрози та ринкові можливості є наслідками впливу факторів, і, на відміну від них, ще не є реалізованими на ринку та мають певну ймовірність здійснення.

Таблиця 4.12. SWOT- аналіз стартап-проекту

Сильні сторони: Безпечне вичерпання ресурсу елементів	Слабкі сторони: відсутність програмної підтримки методики
Можливості: завоювання всієї галузі	Загрози: розробка точнішої методики

На основі SWOT-аналізу розробляються альтернативи ринкової поведінки для виведення стартап-проекту на ринок та орієнтовний оптимальний час їх ринкової реалізації з огляду на потенційні проекти конкурентів, що можуть бути виведені на ринок.

Визначені альтернативи аналізуються з точки зору строків та ймовірності отримання ресурсів (табл.4.13).

Таблиця 4.13. Альтернативи ринкового впровадження стартап-проекту

№ п/п	Альтернатива ринкової поведінки	Ймовірність отримання ресурсів	Строки реалізації
1	Публічне ознайомлення, перевірка з існуючими методиками (аналогами), державне затвердження	Висока	5 місяці
2	Публічне ознайомлення, перевірка на справжньому експерименті, державне затвердження	Висока	2 роки

Із зазначених альтернатив виберемо першу, бо отримання ресурсів є більш простим та ймовірним а строки реалізації – більш стислими.

Розроблення ринкової стратегії проекту

Розроблення ринкової стратегії першим кроком передбачає визначення стратегії охоплення ринку: опис цільових груп потенційних споживачів (табл.4.14).

Таблиця 4.14. Вибір цільових груп потенційних споживачів

№ п/п	Опис профілю цільової групи потенційних клієнтів	Готовність споживачів сприйняти продукт	Орієнтовний попит в межах цільової групи	Інтенсивність конкуренції в сегменті	Простота входу у сегмент
1	BOIENG	Повністю готові	Високий	Середня	Просто

Для роботи в обраному сегменті ринку необхідно сформувані базову стратегію розвитку (табл.4.15).

Таблиця 4.15. Визначення базової стратегії розвитку

Обрана альтернатива розвитку проекту	Стратегія охоплення ринку	Ключові конкурентоспроможні позиції відповідно до обраної альтернативи	Базова стратегія розвитку
Альтернативна	Охоплення на 70-80 %	Конк.№1 та Конк№2	Спеціалізація

Далі виберемо стратегію конкурентної поведінки (табл.4.16).

Таблиця 4.16. Визначення базової стратегії конкурентної поведінки

Чи є проект «першопроходцем» на ринку?	Чи буде компанія шукати нових споживачів, або забирати існуючих у конкурентів?	Чи буде компанія копіювати основні характеристики товару конкурента, і які?	Стратегія конкурентної поведінки
Ні	Так	Копіювати лише загально використані ідеї	Стратегія заняття галузі

Результатом даного підрозділу є узгоджена система рішень щодо ринкової поведінки стартап-компанії, яка визначатиме напрями роботи стартап-компанії на ринку:

- використання в проекті сучасних технологій;
- напрям роботи лише у заданій ніші ринку.

Розроблення маркетингової програми стартап-проекту

Першим кроком є формування маркетингової концепції товару, який отримає споживач. Для цього у табл.4.17 підсумуємо результати попереднього аналізу конкурентоспроможності товару.

Таблиця 4.17. Визначення ключових переваг концепції потенційного товару

№ п/п	Потреба	Вигода, яку пропонує товар	Ключові переваги перед конкурентами
1	Не потребує великих затрат на розрхунки	Зменшення собівартості	Достойна оплата праці
2	Підвищений попит у галузі машинобудування	Збільшення виробництва та ремонту	Збільшення кількості працівників

Далі визначаємо оптимальну систему збуту, в межах якого приймається рішення (табл.4.18).

Таблиця 4.18. Формування системи збуту

Специфіка закупівельної поведінки цільових клієнтів	Функції збуту, які має виконувати постачальник товару	Глибина каналу збуту	Оптимальна система збуту
Одноразова покупка	Інформування	Глибока	Державне затвердження методики

Останньою складовою маркетингової програми є розроблення концепції маркетингових комунікацій, що спирається на попередньо обрану основу для позиціонування, визначену специфіку поведінки клієнтів (табл.4.19).

Таблиця 4.19. Концепція маркетингових комунікацій

Специфіка поведінки цільових клієнтів	Канали комунікацій, якими користуються цільові клієнти	Ключові позиції, обрані для позиціонування	Завдання рекламного повідомлення	Концепція рекламного звернення
Комунікабельні	Мережа інтернет, наукові праці	Реклама методики на конференціях	Розширення цільових клієнтів	Показати, що наша методика краща та доцільніша

Результати маркетингового дослідження:

- даний стартап-проект є актуальним, тому що може вивести машинобудівну галузь на наступну сходинку
- мала кількість конкурентів
- унікальність ідеї
- впровадження в ринок є абсолютно доцільним, прибутковим.

CONCLUSIONS

The improvement of the passenger comfort during the flight is one of the most important goals in airline market. Appropriate material and profile (cross-section) selection strongly affects stress level and cost of the Seat Track. This requires continuous improvement of structure design and the introduction of the most modern materials to guarantee the highest comfort and safety of passengers. By the other hand, it leads to the increase of weight of the interior structure (seats, furniture) which affect the loads at the Seat Tracks and Floor Beams.

To satisfy the safety requirements for the seat track, which is subjected to high loads from a heavy passenger seat of high comfort, in this work by the finite element method, the following results were obtained:

- cross section profile with appropriate section properties and is selected;
- selected material for the manufacture of seat track profile that meets the requirements for cost and stiffness of the structure;
- the analysis of the Seat Track is performed using conservative approaches show that designed structure able to withstand specified loads in all specified loading cases;
- finite element analysis of the floor beam of the aircraft was performed using CSW and Nastran / Patran, which takes into account the stiffness of the floor beam, demonstrated the compliance of seat loads with the deflection of the floor beam.

Therefore, the problem established at the beginning of the work is completely solved, and the designed structure of the seat track meets all the necessary requirements.

ВИСНОВКИ

Підвищення комфорту пасажирів під час польоту є однією з найважливіших задач на ринку авіакомпаній. Відповідний вибір матеріалу та профілю (поперечного перерізу) сильно впливає на рівень внутрішніх напружень та вартість рейки сидінь. Це вимагає постійного вдосконалення конструкції та впровадження найсучасніших матеріалів, щоб гарантувати найвищий комфорт та безпеку пасажирів. З іншого боку, це призводить до збільшення ваги внутрішньої конструкції (сидінь, меблів), що впливає на навантаження на рейки сидінь і балок полу.

Для задоволення вимог безпеки щодо рейки сидінь, що зазнає великих навантажень від важкого пасажирського сидіння високого комфорту, в даній роботі методом скінченних елементів було отримано наступні результати:

- визначено профіль поперечного перерізу з відповідними властивостями;
- обрано матеріал для виготовлення профілю рейки сидінь, що задовольняє вимогам щодо вартості та жорсткості конструкції;
- аналіз колії сидіння виконаний з використанням консервативних підходів показав, що спроектована конструкція здатна витримувати всі задані навантаження;
- скінченно-елементний аналіз балки підлоги салону літака проведений за допомогою CSW та Nastran/Patran, який враховує жорсткість балки полу, продемонстрував відповідність навантажень сидінь відхиленням балки підлоги.

Таким чином, поставлена на початку роботи проблема повністю вирішена, а спроектована конструкція рейки сидінь задовольняє всім необхідним вимогам.

BIBLIOGRAPHY

1. 14 CFR Part 25 <https://www.ecfr.gov/cgi-bin/text-idx?SID=01197aa360a37e4592c52f6b64565409&mc=true&node=pt14.1.25&rgn=div5>
2. MC Niu - Airframe stress analysis and sizing, 2nd ed, jan., 1999
3. EF Bruhn - Analysis and Design of Flight Vehicle Structures 1973
4. Сопротивление материалов, Н. М. Беляев, Главная редакция физико-математической литературы изд-ва «Наука», 1976 г.
5. Писаренко Г. С, Яковлев А. П., Матвеев В. В. Справочник по сопротивлению материалов. — Киев.: Наука, 1975
6. Бланк, С. Стартап. Настольная книга основателя / С. Бланк, Б. Дорф ; пер. с англ. Т. Гутман, И. Окунькова, Е. Бакушева. – 2-е изд. – Моск-ва : Альпина Паблишер, 2014
7. Маллинс, Дж. Поиск бизнес-модели : как спасти стартап, вовремя сменив план / Дж. Маллинс, Р. Комисар ; пер. с англ. М. Пуксанти и Е. Бакушевой. – Москва : Манн, Иванов и Фербер, 2012